

室蘭工業大学航空宇宙機システム研究センター年次 報告書 2015 全1冊

その他（別言語等） のタイトル	Muroran Institute of Technology Aerospace Plane Research Center Annual Report 2015
雑誌名	室蘭工業大学航空宇宙機システム研究センター年次 報告書
巻	2015
発行年	2016-09
URL	http://hdl.handle.net/10258/00009163

国立大学法人 室蘭工業大学 航空宇宙機システム研究センター 年次報告書2015

国立大学法人 室蘭工業大学 航空宇宙機システム研究センター 年次報告書2015

Muroran Institute of Technology
Aerospace Plane Research Center
Annual Report 2015

年次報告書2015



2016年9月



国立大学法人 室蘭工業大学

航空宇宙機システム研究センター

巻頭言

超音速飛行に関し特徴のある革新的基盤技術の継続した創出と知的拠点の形成へ

センター長 東野和幸

本研究開発活動は、平成 27 年度は特別経費(プロジェクト分)から一般経費へ組替えられた 4 年目です。研究活動の向上を図るため、研究成果等については平成 24 年度に学外有識者からの高い評価を受け、さらに航空宇宙システム工学分野は本学のミッションの再定義にもあげられ、平成 27 年度までの大学の第二期中期計画、及びそれに続く第三期中期計画において重点研究分野になっています。数多く高度な技術課題を乗り越えながら進捗を計ることは我が国における航空宇宙分野のみならず北海道第二次産業の活性化に直結する重要なミッションで、注目度が極めて高いのが現状です。

航空宇宙工学は高度で広範囲なシステム工学の象徴であり、俯瞰的な観点から主要分野である機体、推進、誘導制御(データ伝送を含む)、そして飛行力学の間でシステム整合性を図る必要があります。また、この高度なシステムを安全に効率よく実験するための運用や関係する法規についても知見が必須です。

革新的基盤技術の立証確認のため、超音速飛行試験が可能なテストベッドとして「オオワシⅡ」の設計検討をすすめ実物大モックアップを製作し、搭載機器の配置やメンテナンス性等の検討をして課題も明らかになっています。主構造要素の強度検討と製造検討を進めています。

一方、小型で大推力を発生するエアターボラムジェットエンジン(GG-ATR)の設計製造を進め、ファンやタービン等回転系の組立を完了し、白老エンジン実験場にて窒素ガス駆動による冷走試験中です。振動、流力性能、軸受とシールの各特性を把握中です。また、ラム燃焼器やタービン駆動用 GG(ガスジェネレーター)のいわゆる高温部分の要素基礎確認試験を終了し、システム全体の設計検討に反映し製造準備中です。同時に白老エンジン実験場の実験用設備も設計検討し製造を進めています。

実施済みの「オオワシⅠ」の飛行試験結果として、低速飛行時の操縦の難しさを克服するため、オンボードコンピュータによる全自動操縦を行うための誘導制御実証を目的として、小型模型機によるデータ取得を進めています。飛行力学の観点からは飛行に必要な空力制御について各種風洞試験や解析により制御能力を高める工夫をさらに進めています。

白老エンジン実験場における高速走行軌道については、航空宇宙機に搭載する機器の高耐 G 実験や高速空気力学的実験を実施しており、現況は「オオワシⅡ」モデルを搭載し、空気力学データを蓄積中です。この設備はニーズが高く、衝突実験装置としても、重要性がますます増しています。地上で繰り返し、安全に試験ができ、研究開発コストの低減や開発期間の短縮に繋がります。

超音速風洞においてもインテークの基礎実験等を実施中です。今後、これらユニークな設備は、我が国や世界レベルにおいて外部需要が増加する見込です。

さらに白老では、航空宇宙の大手民間企業やJAXAと炭化水素系燃料を用いた先端ロケットエンジン開発の為に基礎燃焼実験等きわめて高度な大型共同研究を継続して進めています。

推進燃料に関する研究では、アルミニウム合金に対する触媒作用で高圧水素が瞬時に発生可能なことを確認し、クリーンエネルギーの観点から産業界に成果を発信しています。

このような広範囲かつ実践的な研究開発活動について、北海道の第二次産業振興や我が国の知的拠点のひとつになりえる可能性を強く期待されています。大学間連携も視野に入れて早期の連携した体制づくりを促進します。

以上のように当センターは革新的な先端研究開発を鋭意促進中であり、本報告書にて成果を厳選して記載いたします。また、成果については米国航空宇宙学会や日本航空宇宙学会等にて広く発信しています。

なお、研究活動の詳細については本センターのホームページにも掲載しています。

<http://www.muroran-it.ac.jp/aprec/>

2015年度年次報告書の目次

目 次

巻頭言 超音速飛行に関し特徴のある革新的基盤技術の継続した創出と知的拠点の形成へ 連携および共同研究	1
啓蒙活動の概要および見学者	3

研究成果の概要

[推進関連]

GG-ATR エンジン冷走試験設備設置と試験結果について	5
GG-ATR エンジン用エアインテークの風洞試験について	9
GG-ATR エンジン用ラム燃焼器ミキサーの混合試験について	12
ATR-GG推進剤供給系の検討	15
アルミー水反応の衛星推進系への適用	20
バイオエタノール燃料の吸熱分解特性とサルファ・コーキング	29
バイオエタノール/LOXの燃焼特性に関する研究	33
GG-ATR ラム燃焼器における冷却システムの構築と耐熱材料評価	37
軸流反転ファンの性能特性試験	41
高速走行軌道実験設備	47

[空力関連]

小型超音速飛行実験機のエアリアルールに基づく遷音速抗力の低減	51
小型超音速飛行実験機のロールレートによる動的空力特性	56
小型超音速飛行実験機のピッチおよびヨーレートによる動的空力特性	62
小型超音速飛行実験機の姿勢変化レートによる動的空力の CFD 解析	67
第二世代小型超音速飛行実験機の舵面空力モーメントの計測	74
第二世代小型超音速飛行実験機の1/6スケール縮小機体の設計製作と簡易飛行試験	78
第二世代小型超音速飛行実験機の展示用縮小機体の設計製作	83

[構造関連]

オオワシⅡ 前部胴体一般部設計における構造解析	85
オオワシⅡ 部分構造試作の剛性実験	94
オオワシ2号機の着陸ダイナミクス解析による衝撃吸収脚の設計	100

[誘導制御関連]

小型無人超音速機の完全自律着陸に向けた制御系構成法の研究	107
小型無人超音速実験機向け離陸滑走制御系の実証実験	111
小型無人超音速機向けトラック飛行実証実験	115
小型無人超音速機向けテレメトリ無線通信装置の性能評価	119
小型無人超音速機向けコマンド用無線通信装置の開発	128

発表論文一覧	134
--------	-----

○東野 和幸(航空宇宙機システム研究センター 教授)

中田 大将(航空宇宙機システム研究センター 助教)

1. 三菱重工業（株）との共同研究「炭化水素系燃料を用いたロケットエンジン試験」

2014 年度に引き続き、炭化水素系燃料を用いたロケットエンジンに関する新規技術実証のため、本学白老実験場において燃焼試験を実施した（図 1）。昨年度は燃料と酸化剤の供給に電動ポンプを使用した但、ポンプ予冷に多量の LOX を必要としたことから今年度は酸化剤供給を加圧式とし、改めて着火シーケンスを確立した。



図1 炭化水素系ロケットエンジン試験実施時のレイアウト

2. 大阪府立大学との共同研究「小型超音速飛行実験機の空力特性の改良と評価」

小型超音速飛行実験機の動的な空力特性を取得するためのステッピングモーター駆動型試験装置により、ロール運動時の特性を亜音速風洞試験によって評価した。横滑り角による空力微係数は静的風試結果と概ね良く一致すること、ピッチ角増加に伴いロールダンピングとアドバースヨーの効果が増大し、風見安定性は悪化することなどが示唆された。

3. 名古屋大学との共同研究「Rotating Detonation Engine の滑走試験（その 3）」

名古屋大学で研究されている Rotating Detonation Engine について平成 25 年度に本学白老実験場サブスケール高速走行軌道実験設備（軌間 130 mm, 全長 100 m）を用いた滑走試験を行ったが、今年度はさらに大推力・長噴射秒時での試験を実現し、2 秒間の噴射で最大加速度 0.4 G, 水平走行距離 70 m を達成した。滑走時のデータから平均推力は約 200 N と見積もられた。



図2 名古屋大学 Rotating Detonation Engine の滑走試験

4. 東京都市大学との共同研究「教育用ロケットの基盤技術に関する研究」

室蘭工大では亜酸化窒素を酸化剤とするハイブリッドロケットのクラスタリングに関する基礎実験を行っているが、複数の燃焼室に均等に推進剤を流すことの出来る分岐管の設計が重要となる。そこで、室蘭工大で実験的に取得された亜酸化窒素流動特性に対し、東京都市大学が ANSYS Fluent を用いた VOF 法による気液二相流計算を実施し、T字分岐での剥離の発生や、各分岐での流量のばらつき可能性について指摘した。来年度以降はさらに比較検証可能な物理パラメータを実験的に取得することを目指す。

5. 北海道職業能力開発大学校との共同研究「ジェットエンジン用インペラディスクの加工精度の評価」

インペラディスクの加工精度（寸法精度、形状精度、表面性状）について実用上有効な測定方法と評価方法について検討した。寸法精度についてはマイクロメーター、ノギス、ボアゲージ等により 30 か所で実施した。形状精度については旋盤にインペラを固定した状態でダイヤルゲージを使用し、また表面粗さの計測も適切なジグに固定して行った。このような評価手法での検査成績書を発行した。

啓蒙活動の概要および見学者

○東野 和幸(航空宇宙機システム研究センター 教授)

中田 大将(航空宇宙機システム研究センター 助教)

航空宇宙機システム研究センターには、報道機関の取材、国外の大学関係者、中学・高校の教諭が見学のため来訪されます。見学の対象は主に超音速風洞設備、オオワシ2号機モックアップ、反転ファン試験設備、フライトシミュレーター、高速走行軌道実験設備、白老エンジン実験場です。平成27年度に訪問された学外の見学者を表1に示します。

表1 航空宇宙機システム研究センターを訪問された見学者（敬省略）

KAIST Chosun Univ.	平成27年4月1日 10:00 ～ 12:00	6	KAIST Sejin Kwon 教授 他5名
文部科学省	平成27年4月1日 10:00 ～ 12:00	6	国立大学法人支援課 企画官 吉田光成 戦略室 室長補佐 加賀谷次朗 他
(独)電子航法研究所	平成27年5月18日 15:00 ～ 17:00	1	古賀禎 監視通信領域 上席研究員
河南理工大学	平成27年6月8日 14:30 ～ 15:30	11	支光輝 副院長 他10名
室蘭工大同窓会	平成27年6月15日 15:00 ～ 15:40	20	
衆議院議員 北海道 白老町	平成27年8月1日 9:40 ～ 11:20	14	山谷副知事 堀井学 衆議院議員 今津寛 衆議院議員
北海道経済部	平成27年8月25日 13:30 ～ 15:30	1	北海道経済部科学技術振興室 産学官連携グループ 中里孝士
壮瞥町立壮瞥中学校	平成27年10月21日 10:00 ～ 11:30	15	中塚先生 他
北海道内大学監事・事務陪席者	平成27年10月22日 13:45 ～ 14:50	26	幹事14名、事務陪席者12名
大阪市立都島工業高等学校	平成27年11月16日 13:00 ～ 18:30	6	多田真己教諭 高1:3名 高2:2名
北海道経済部科学技術振興室	平成27年11月17日 13:00 ～ 15:30	2	北海道経済部科学技術振興室 産学官連携グループ 中里孝士
北海道大学	平成27年11月26日 15:30 ～ 16:30	3	原田 総長秘書室室長, 徳永 理事・事務局長 他1名
JAXA 角田	平成27年12月17～18日 13:00 ～ 19:00	4	荻田 第4研究ユニット 研究領域主幹

JICA 青年研修事業 「マレーシア職業 訓練教育コース」	平成 28 年 1 月 22 日 14 : 20 ~ 15 : 20	20	
愛知県立 安城高 校	平成 28 年 3 月 16 日	1	稲吉徹
川崎重工岐阜	平成 28 年 3 月 20 日	20	宮尾篤 総務部担当課長 他 1 名
三菱重工業	平成 28 年 3 月 22 日 9 : 00 ~ 12 : 00	3	二村幸基 執行役員 他 2 名

GG-ATR エンジン冷走試験設備設置と試験結果について

東野 和幸（航空宇宙機システム研究センター 教授）
○湊 亮二郎（もの創造系領域 航空宇宙システム工学ユニット助教）
中田 大将（航空宇宙機システム研究センター 助教）
今井 良二（もの創造系領域 航空宇宙システム工学ユニット教授）
八島 優太（生産システム工学専攻航空宇宙総合工学コース博士前期 1 年）
石原 真優（機械航空創造系学科航空宇宙システム工学コース 4 年）
向江 洋人（機械航空創造系学科航空宇宙システム工学コース 4 年）

1. はじめに

室蘭工業大学航空宇宙機システム研究センターでは、小型無人超音速機の研究開発が進められており、その推進エンジンとして、ガスジェネレータサイクル・エアターボラムジェット（Gas Generator Cycle Air Turbo Ramjet, GG-ATR）エンジンが考えられている。GG-ATR エンジンのターボ系要素部は既に製作しており、2015 年度は窒素ガス(GN2)による冷走試験設備の整備と、冷走試験を実施し、回転体の動バランス、作動安定性について試験を行った。

2. 冷走試験設備の設置

GG-ATR エンジン冷走試験設備の製造・設置を 2015 年 9 月から 11 月にかけて行った。試験設備は、複数のユニットに分かれて構成されている。2015 年度は、冷走 GN2 供給ユニットとニューマチック/パージユニットを（有）NETS 社にて製造して、11 月に白老試験場に搬入・設置工事を行った。

設置した冷走試験設備と、エンジン架台に設置した GG-ATR エンジンの様子を示す。



図 1 GG-ATR エンジン冷走試験設備

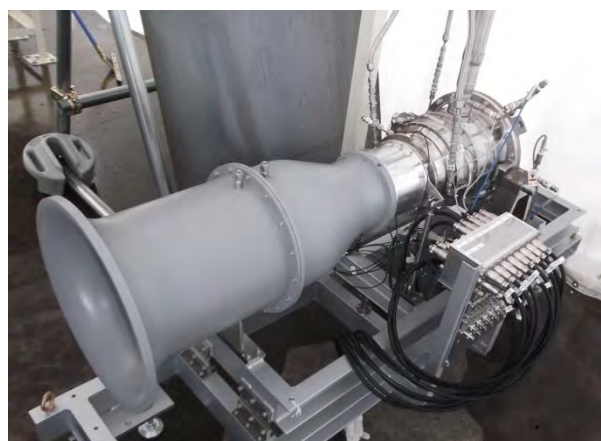


図 2 エンジン架台に設置された GG-ATR エンジン

図 3 は GG-ATR エンジン試験設備の最終形態（熱走試験）の試験設備系統図で、熱走試験で必要となる燃料タンクユニット、酸化剤タンクユニットが備わっている。

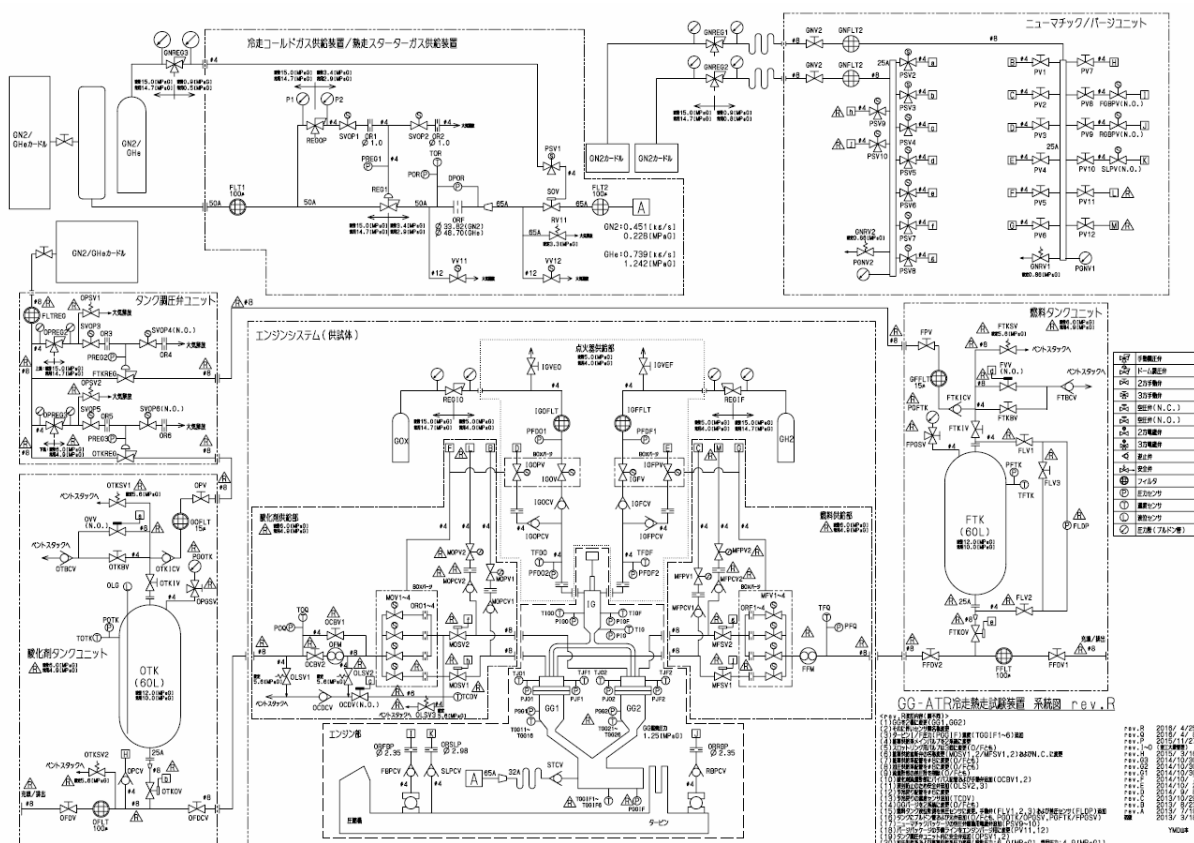


図3 GG-ATR エンジン試験設備系統図（熱走試験形態）

3. GG-ATR エンジン GN2 冷走試験

3-1. 回転体作動特性

GN2 冷走試験では、GG-ATR エンジン回転体シャフトの軸変位と振動特性を計測し、回転作動特性の把握を行った。図4はGN2による冷走試験での回転軸変位（D1, D2）と、回転数の時間履歴の試験結果であり、図5は振動加速度センサーで計測した振動加速度のCambell線図である。軸変位センサーは圧縮機インペラ背後に設置してあり、90°の位相差を持って設置している。軸変位は、10000 rpm の時で 40 μm 程度に留まっていたが、回転数が 12000 rpm に上がった瞬間に軸変位は 120 μm 以上に達した。そのため、エンジン回転数を上げずに減速・停止させた。この過大な軸変位について、Cambell 線図から回転振動は回転 1 次の振動が支配的であることが判明した。12000 rpm での急激な軸変位増加は、回転体の動バランスが完全に除去されていないことと、軸受の減衰力不足が原因と判断された。そこで図6に示すように、回転体の動バランスを再調整し、軸受ソフトマウントにゴムダンパーを装着するなどの改善を行った。

3-2. 軸受温度特性

軸受外輪温度について、軸受負荷荷重から発熱量を推算した。同時に GN2 冷走試験での温度計測を行い、軸受外輪温度の温度上昇を計測した。軸受温度は定格回転数(58000 rpm)では温度上昇が 100℃以上になると予測されていることから、軸受外輪温度の計測はエンジン作動にとって非常に重要な意味を持つ。図7に GN2 冷走試験における軸受外輪温度の時間履歴を示した。TBRGF は前側軸受外輪温度で、TBRGR は後側軸受外輪温度を示している。2015 年度は、回転数は最大

12000 rpm までであったため、軸受外輪温度の上昇は比較的小さく数℃の温度上昇に留まった。今後回転数を上げるに従い、軸受外輪温度の上昇を注意深く計測する必要がある。

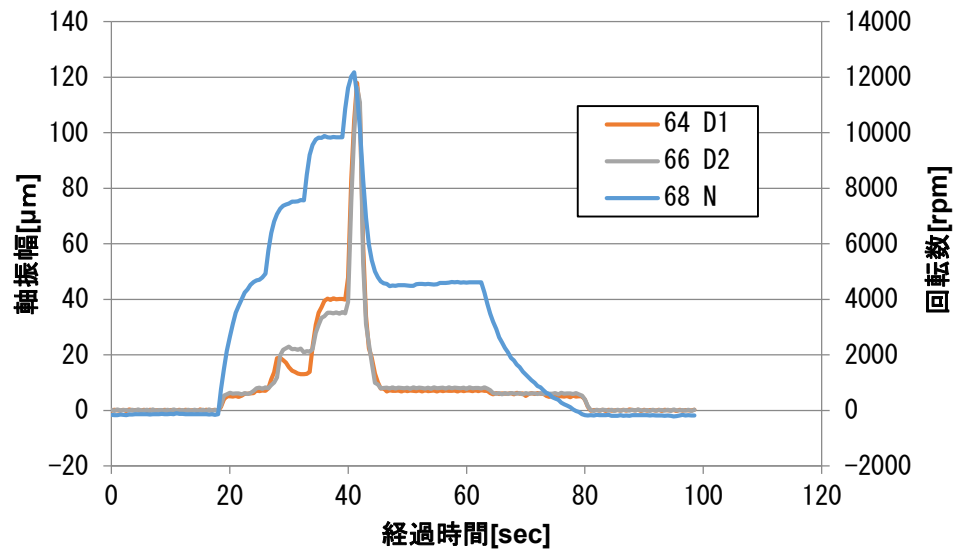


図 4 回転軸変位 (D1, D2) と回転数(N)の時間履歴

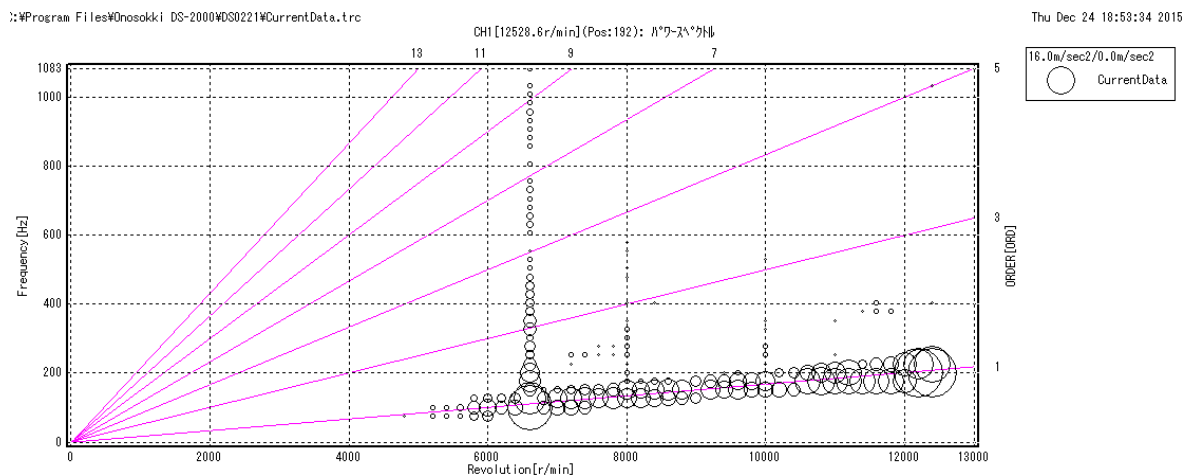


図 5 振動加速度の Campbell 線図

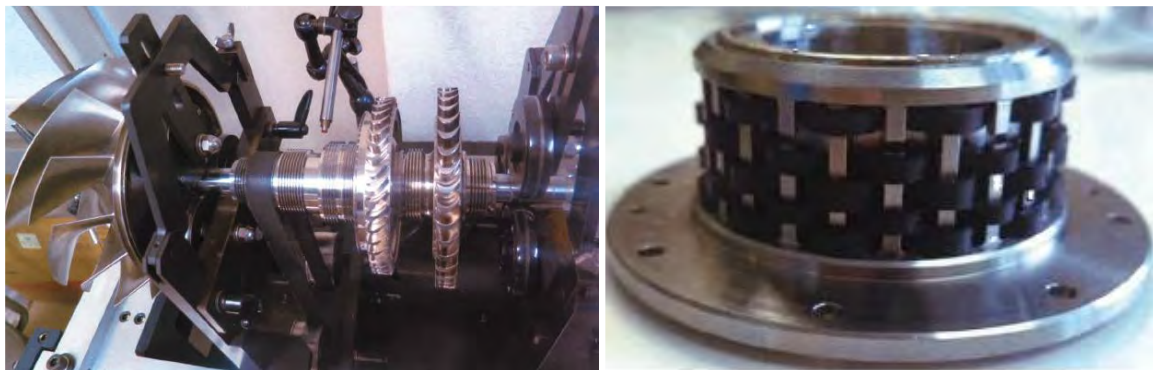


図 6 回転体動バランス再調整 (左) とソフトマウントに取り付けたゴムダンパー (右)

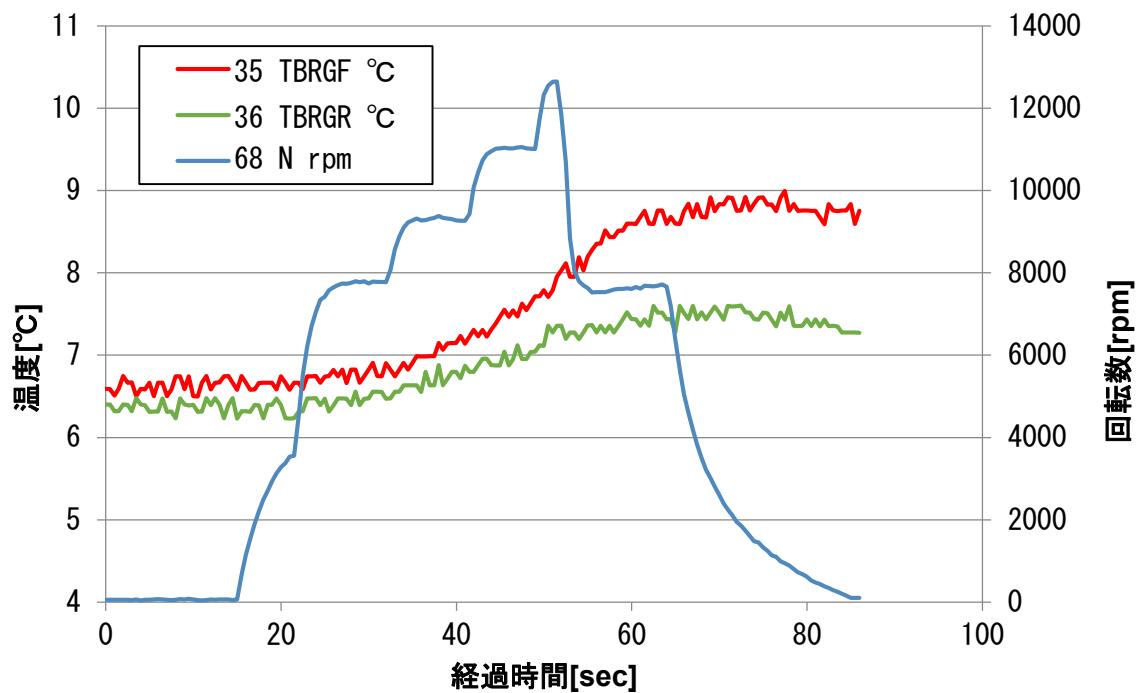


図 7 GN2 冷走試験における軸受外輪温度の時間履歴

4. まとめ

2015 年度では、GG-ATR エンジンの GN2 冷走試験設備の設置を行い、エンジンの冷走回転試験を実施した。冷走試験では、エンジン回転体の軸変位が 12000 rpm 付近で急激に過大になったため、それ以上回転数を上げずに減速・停止させた。

過大な軸変位の原因は、回転体の動バランスの調整が不十分だったことと、軸受の減衰力が不十分であったことが考えられる。そのため動バランスの再調整とソフトマウントにゴムダンパーの取付けを行った。

今後は、より高回転数での GG-ATR エンジンの GN2 冷走回転試験を実施し、回転振動特性、圧縮機・タービン空力性能について試験を行っていくと同時に、エンジン作動安定の検証を進める。またガスジェネレータ(GG)や、ラム燃焼器の設計・製造も進めて、GG-ATR エンジンの熱走試験を実施する予定である。

GG-ATR エンジン用エアインテークの風洞試験について

○湊 亮二郎（もの創造系領域 航空宇宙システム工学ユニット助教）

東野 和幸（航空宇宙機システム研究センター 教授）

八島 優太（生産システム工学専攻航空宇宙総合工学コース博士前期 1 年）

関根 勇紀（機械航空創造系学科航空宇宙システム工学コース 4 年）

1. はじめに

室蘭工業大学航空宇宙機システム研究センターで開発が進められている小型無人超音速機オオワシⅡ号機には、ガスジェネレータサイクル・エアターボラムジェット（Gas Generator Cycle Air Turbo Ramjet, GG-ATR）エンジンを搭載することが考えられている。このエンジンには超音速エアインテークが取り付けられるが、その空力性能は超音速飛行の成功の可否を握る。特に斜め流路部の流路角は、空力性能と機体構造設計の両方に大きな影響があり、その影響を風洞試験で検証する必要がある。[1] 本報告では、2015 年度に行った風洞試験の概要・試験結果について報告する。

2. 風洞供試体モデル

2-1. 超音速インテークダクトモデル

エアインテークダクトの風洞試験研究は 2014 年度に初めて実施した。2014 年度はインテークの斜め流路部の流路角の角度を、 30° （機体搭載用 Flight モデル）、 45° 、 60° 及び 90° とした 4 つのモデルについて風洞試験を行った。2015 年度はその試験研究結果を元に、斜め流路部流路角が 45° と 60° のモデルについて、流路形状を修正して風洞試験を行った。図 1 に風洞試験に供した超音速インテークモデルを示す。インテークダクトの流路形状は一般にインテーク入口直後にスロートがあり、その下流は流路を拡大させて気流を減速させる。

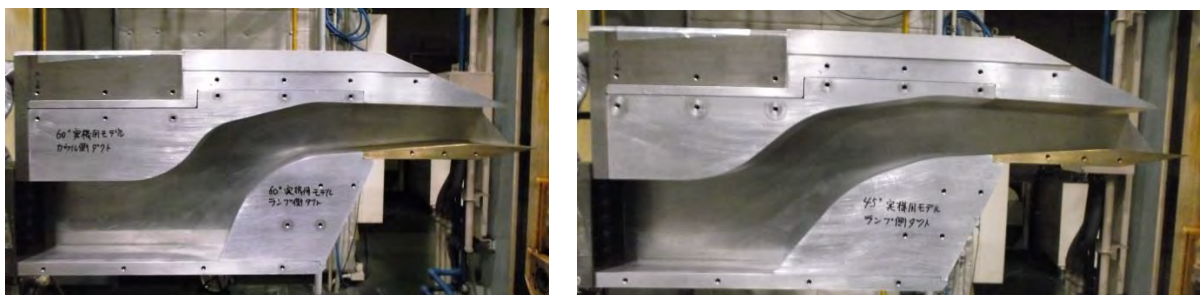


図 1 インテーク風洞試験供試体モデル 左： 60° 改良モデル 右： 45° 改良モデル

2-2. 風洞試験設備

風洞試験は、平成 27 年 8 月 3 日から 7 日にかけて、JAXA 宇宙科学研究本部の高速気流総合試験設備で実施した。気流マッハ数条件は、固定マッハ数試験では 1.3、マッハスweep試験では、マッハ 0.7 から 1.3 まで連続的に変化させた。図 2 は JAXA/ISAS における風洞試験の準備作業とデータ収録作業の様子を示している。風洞試験は 5 日間で 35 回実施した。



図2 JAXA/ISAS における風洞試験の様子

3. 風洞試験結果

図3に今回使用した超音速インテークの空力性能を示す．横軸は流量捕獲率で，縦軸は圧力回復率を示す．今回使用したインテークダクトモデルは，昨年度実施したモデルと比較して， 45° モデル， 60° モデルの両者とも圧力回復率が向上した．

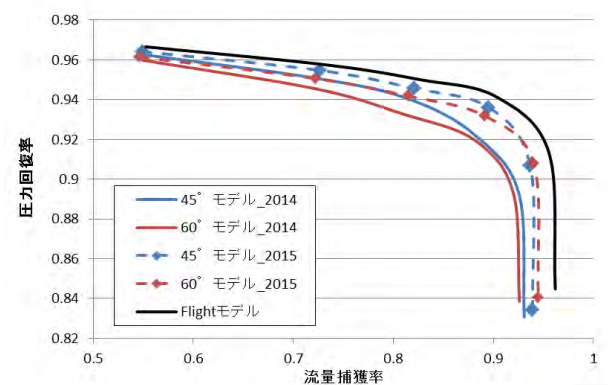


図3 超音速インテークダクトの空力性能

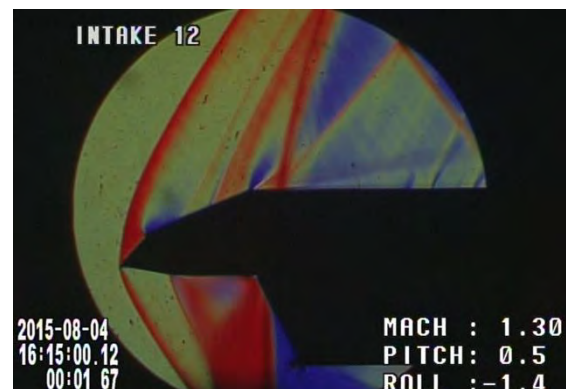


図4 風洞試験のシュリーレン画像

図4には今回の風洞試験のシュリーレン映像を示した．インテークのランプから衝撃波が発生していることが分かる．図5に今回の風洞試験で用いたインテークダクトモデルの試験結果とCFD解析の比較を示す．

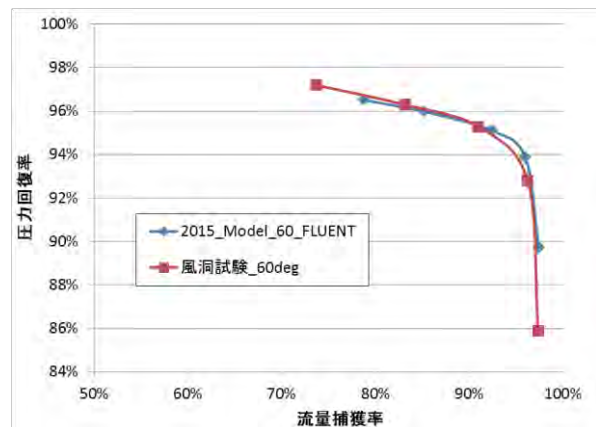
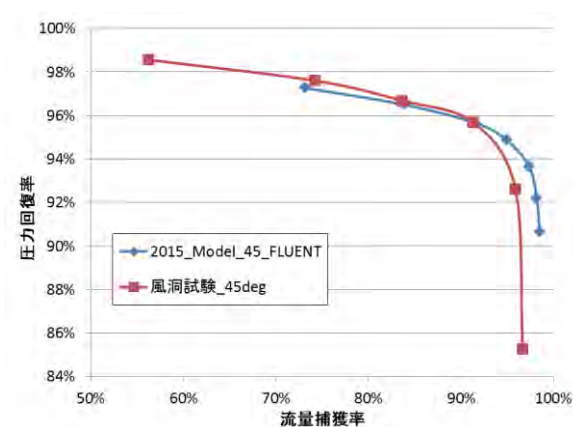


図5 風洞試験結果とCFD解析の比較 左： 45° モデル 右： 60° モデル

CFD 解析には、ANSYS Fluent を用い、乱流モデルには Spalart Allmaras モデルを適用した。図 5 の比較から風洞試験結果と CFD 解析結果は良く一致していることが分かる。

4. まとめ

小型無人超音速機オオワシ用の超音速インテークダクトの開発のため、その風洞試験を JAXA/ISAS で行った。2015 年度に行ったインテークダクトモデルは、2014 年度に行った風洞試験のモデルより、圧力回復率が向上した。インテークダクトの流路角は 45° の時と 60° の時では、空力性能に大きな違いはないことも確認された。

参考文献

[1] Mahoney, J. J. “Inlets for Supersonic Missiles”, AIAA Educational Series. 1990

GG-ATR エンジン用ラム燃烧器ミキサーの混合試験について

○湊 亮二郎（もの創造系領域 航空宇宙システム工学ユニット助教）

東野 和幸（航空宇宙機システム研究センター 教授）

今井 良二（もの創造系領域 航空宇宙システム工学ユニット教授）

西原 健人（生産システム工学専攻航空宇宙総合工学コース博士前期 2 年）

土井 康平（生産システム工学専攻航空宇宙総合工学コース博士前期 2 年）

1. はじめに

室蘭工業大学航空宇宙機システム研究センターでは、小型無人超音速機オオワシⅡ号機の研究開発が進められており、その推進エンジンとしてガスジェネレータサイクル・エアターボラムジェット（Gas Generator Cycle Air Turbo Ramjet, GG-ATR）エンジンを搭載することが考えられている。GG-ATR エンジンは通常のジェットエンジンとは異なり、ガスジェネレータ（GG）で燃烧させた高温、高圧の燃烧ガスでタービンを駆動し、圧縮機を作動させる。その概念図を図 1 に示す。タービンを駆動させた後の GG 燃烧ガスは、ラム燃烧器で空気と混合して更に燃烧し、ノズルから噴射されて推力を発生させることになる。ラム燃烧器では、圧縮機ファンで取り込んだ空気とタービン駆動後の GG 燃烧ガスが混合・燃烧するが、エンジン性能のためには、両者が圧力損失を出来るだけ抑制しつつ速やかに混合させることが重要であり、そのためのミキサー（混合器）が必要不可欠になってくる。本報告では、GG-ATR エンジンラム燃烧器ミキサーの縮小版を 3D プリンターで製作し、GN2（窒素ガス）と空気を用いた混合試験を実施したので、それについて報告する。

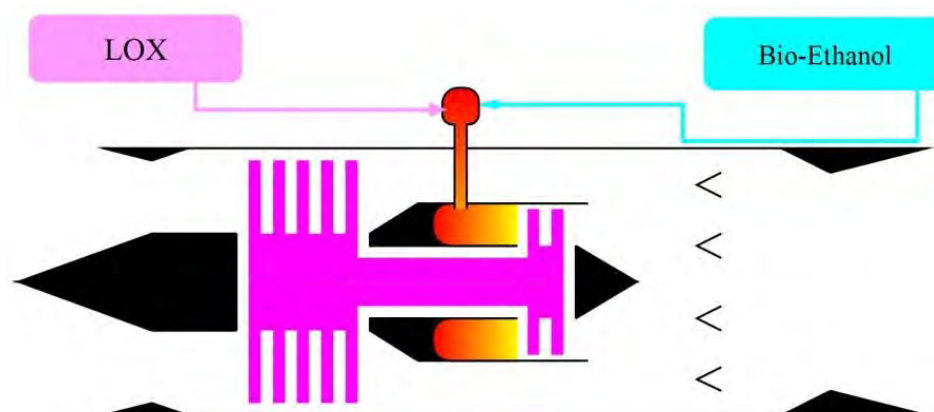


図 1 GG-ATR エンジンの概念図

2. 試験モデル及び試験設備

2-1. ラム燃烧器用ミキサーモデル

図 2 に本報告で使用したラム燃烧器ミキサーの風洞試験モデルを示す。このモデルはローブ型ミキサーと呼ばれているものであり、周方向に襷を構成しており、これにより風洞試験用ミキサーは実機搭載用ミキサーの 1/3 サイズである。この襷からは縦渦を発生して、圧力損失を最小にしつつ、混合を促進させる効果がある。

2-2. 風洞試験設備・試験装置

図2に示されるミキサーモデルを使用して、図4に示される航空宇宙機システム研究センターの低速風洞を使って混合試験を行った。図5は風洞試験用供試体で、図5はベルマウスから空気を取り込んで、ミキサーの外部に流し、ミキサーの内部には、GN2（窒素ガス）を流す仕組みになっている。ミキサーの混合性能は、風洞供試体の出口で酸素濃度を計測することで評価する。

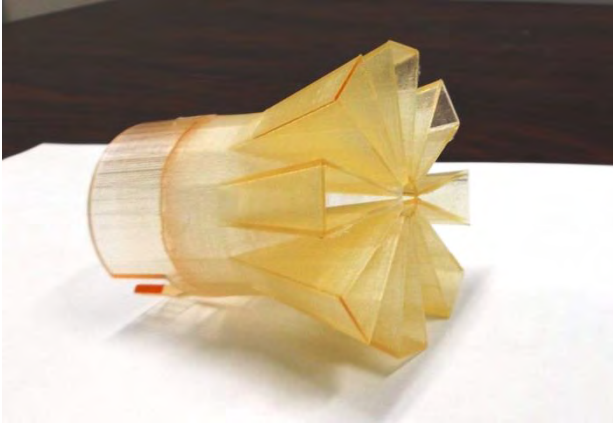


図2 1/3 サイズ風洞試験用ミキサー

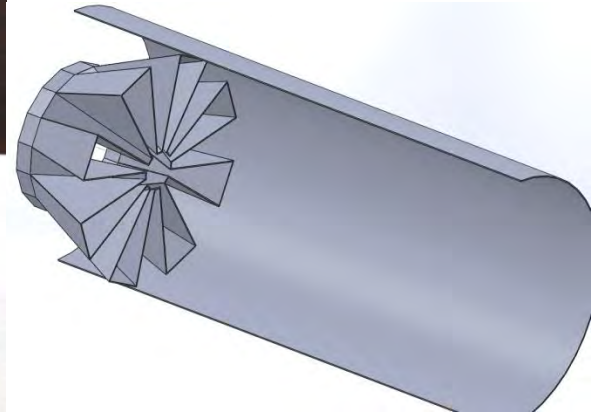


図3 ラム燃焼器用ミキサーのCAD図



図4 回流式低速風洞外観



図5 ミキサー風洞試験モデル

3. 試験結果

図6にミキサーの混合試験結果の一部を示す。図6左に試験モデル出口での、酸素濃度測定箇所を示し、図6右にその酸素濃度結果の時間履歴を示した。酸素濃度は中央付近で高く、その周囲で低くなっていることから、ミキサー内部から噴射されたGN2は外側に多く分布していることが分かる。この結果の傾向は、先に行ったCFD解析の結果と一致しており、ミキサー設計を改良する際の、重要な知見が得られた。今後、中央部と外側の窒素ガス分布を出来るだけ均一化することが望まれる。

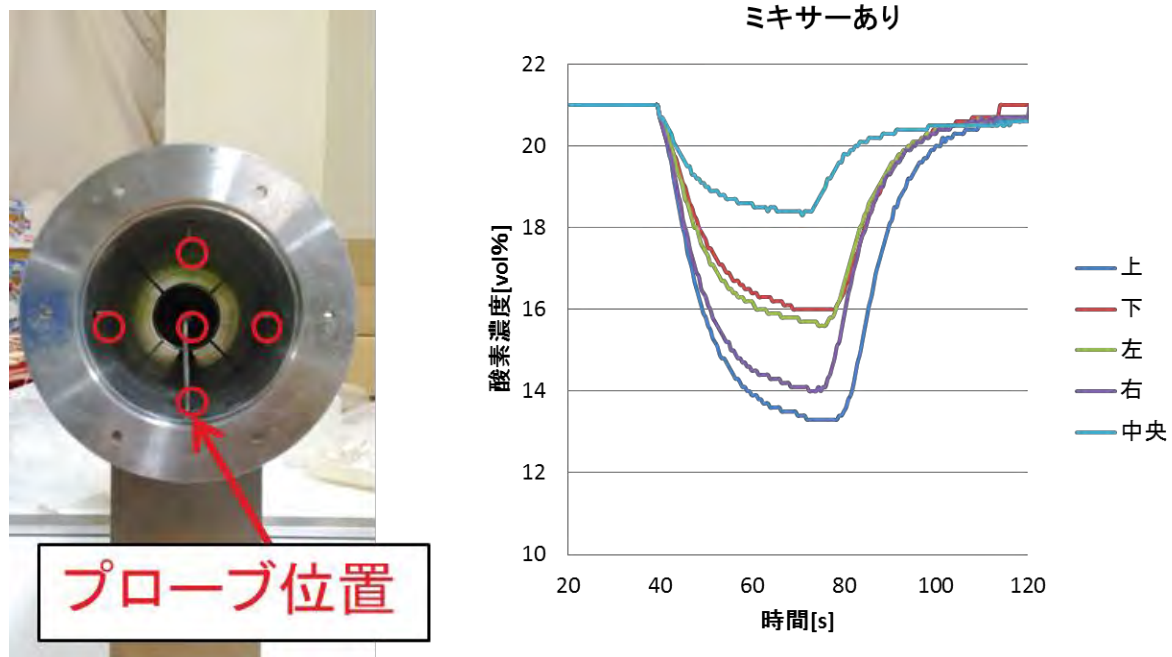


図6 回流式低速風洞によるGN2混合試験の結果 左：酸素濃度測定箇所 右：酸素濃度の時間履歴結果

4. まとめ

2015年度は、ラム燃焼器用ミキサーの試験に初めて着手し、3Dプリンターでミキサーモデルを試作した。更にこのモデルを用いて回流型低速風洞による混合試験を実施した。試験装置内の窒素ガス分布は、以前に行ったCFD解析の結果と定性的には一致しており、ミキサーの改良設計の一助となった。

○林 祐一郎（航空宇宙総合工学コース 博士前期2年）

佐々木 アスカ（航空宇宙システム工学コース 学部4年）

今井 良二（航空宇宙システム工学ユニット 教授）

中田 大将（航空宇宙機システム研究センター 助教）

東野 和幸（航空宇宙機システム研究センター 教授）

1. はじめに

室蘭工業大学航空宇宙機システム研究センター(APReC)では、小型無人超音速実験機オオワシⅡの研究・開発を通じて次世代クリーン宇宙輸送システムの革新的基盤技術の確立を目指している。なお、本機にはバイオエタノール(BE)/液体酸素(LOX)を組み合わせた推進システム使用が検討されている。また、本機体はオオワシ1号機と比較して機体、タンクも大型化している。その結果、推進剤供給システムの中で、タンク重量の増大とBEへの耐腐食性、タンク内の液体揺動(スロッシング)、ガス巻き込みが課題となる。タンクの軽量化のため、炭素繊維強化プラスチック(CFRP)を用い、BEの腐食防止のため、タンク内面にとニッケルメッキを施す。さらに、スロッシングの抑制方法として、タンク内部に薄板等を設置することを検討している。

本研究では推進剤供給システム開発の一環として、昨年度までに複合材タンクの構造解析、数値流体力学(CFD)によるタンク内液体スロッシング挙動の解析を実施してきた。これに引き続き本報では、(1)高速軌道を利用した高加速度環境下スロッシング特性試験、(2)タンク製造方法の検討につき報告する。

2. スロッシング特性試験[1][2]

2-1. 試験概要、試験装置

本試験では、航空宇宙機システム研究センター白老実験場の100 m高速軌道実験装置を利用した加速度環境下でのタンク内スロッシング挙動の観察を行った。今回の試験では、実験装置を搭載したスレッドがジェットエンジンにより約0.2 Gの加速度で数秒間加速され、水制動ブレーキによって約1.5 Gの減速を受ける。

図2-1に高速軌道実験装置に搭載した走行台車を示す。台車は図に示すように三つのスレッドで構成され、進行方向前から試験タンクを搭載したタンクスレッド・エンジンスレッド・制動スレッドと呼称することにする。図2-2にタンクスレッド内部の各機器の搭載状況を示す。モデルタンク内の液体挙動は、二方向からビデオカメラに収録した。

図2-3に試験タンクを示す。試験タンクは実機タンクの1/4スケールとし、内直径50 mm、全長175 mm、材質は透明アクリル樹脂とした。スロッシング抑制機構である内部デバイスとして、タンクの中心軸上に設置した円棒に、複数枚の円板（直径48 mm、肉厚2 mm）を取り付けた構造とした。円板とタンク内面の間には1 mmの円環状隙間を有し、ここを液体が通過できる。試験液体には、水を食紅で赤色に着色した液を用い、液量をタンク内体積の20 %、50 %、80 %とした。

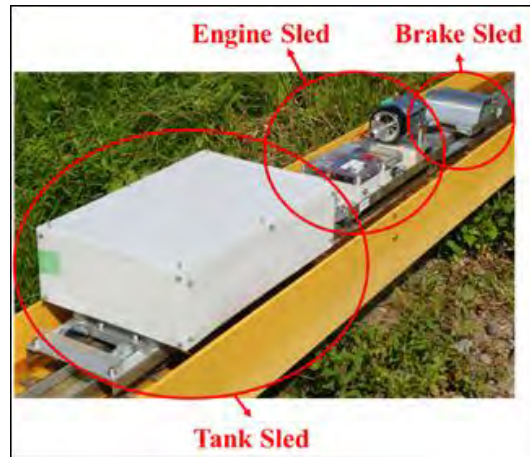


図 2 - 1 走行台車

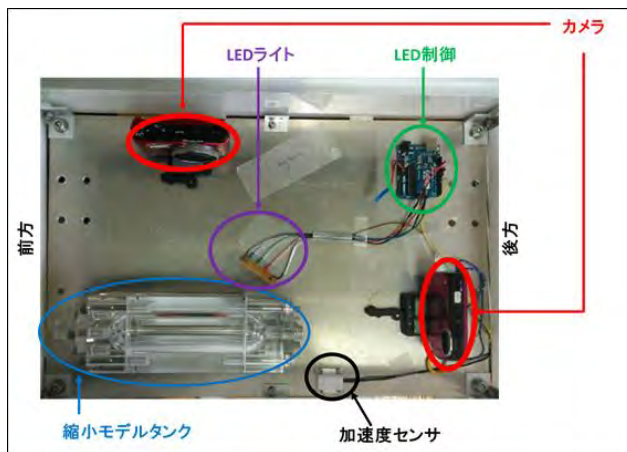


図 2 - 2 タンクスレッド内機器搭載状況

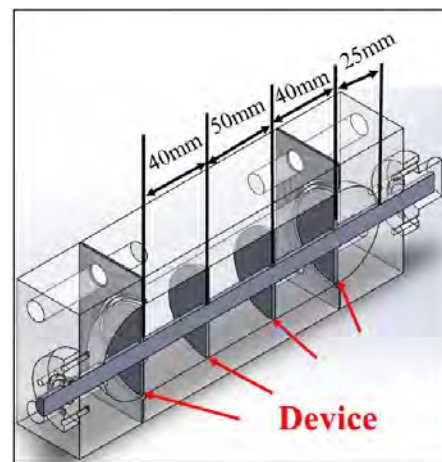


図 2 - 3 試験等タンクおよび内部デバイス

2-2. 試験結果

図 2 - 4 に走行台車加速時におけるタンク内液体挙動を示す. この際, 軸方向紙面左方向に $0.2G$ の加速度が作用した. 走行開始から 0.5 sec 後では, いずれの液位でも内部デバイスによって仕切られた各区画での液体が保持されていることが確認できる. しかしながら 1.0 sec 後には, 液は内部デバイスとタンク内壁間の隙間を流通し内部デバイスが無い場合と同様の液体形状となっている. 上記より, 内部デバイスは軸方向加速度に対する液移動を抑制する作用を有することが示された.



走行開始 0.5 sec 後



走行開始 1.0 sec 後

(a) 液体積：タンク体積比 20 %



走行開始 0.5 sec 後



走行開始 1.0 sec 後

(b) 液体積：タンク体積比 50 %

図 2 - 4 走行台車加速時におけるタンク内液体挙動

図 2 - 5 に制動時におけるタンク内液体挙動を示す。この場合、2.0 G の加速度がタンク中心軸上紙面右側に作用した。例えば液排出口をタンクの中心下部に設置した場合、内部デバイス無しの場合にガスが露出する場合でも、内部デバイスによる液移動の抑制効果により、ガス巻き込みが抑制されることが分かる。

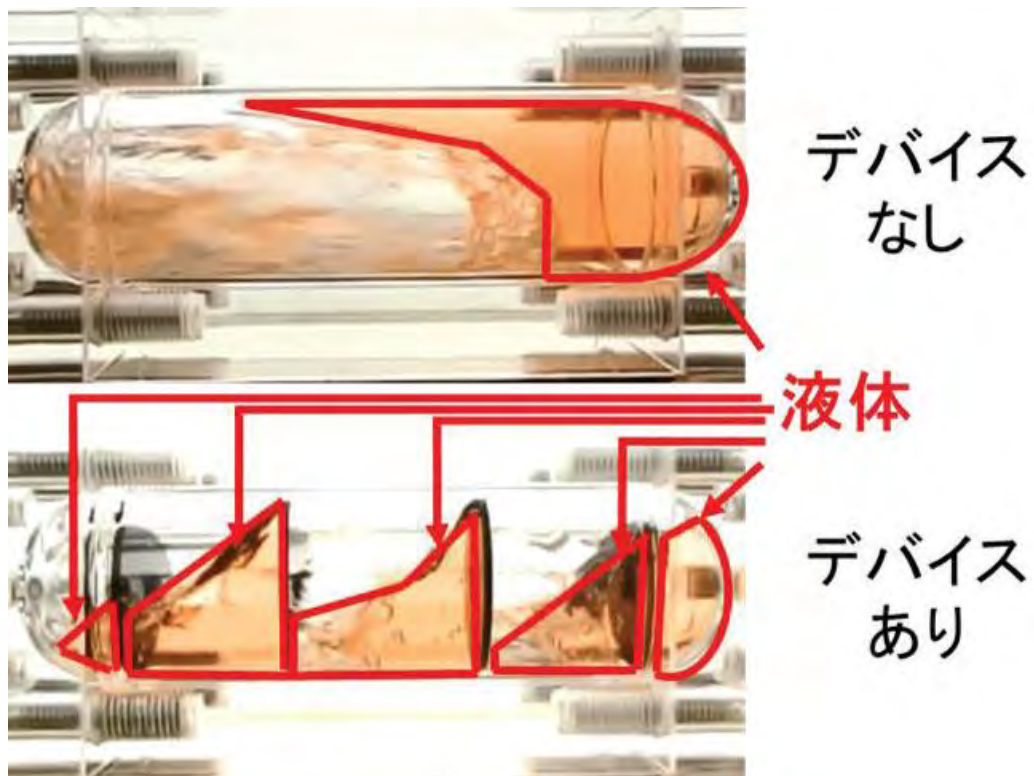


図 2-5 走行台車制動時におけるタンク内液体挙動 液体積：タンク体積比 50 %

3. 複合材タンク製造法の検討[2]

Ni メッキライナーを有した複合材タンクの製造検討を行った。ただし、これまで薄膜 Ni メッキライナー有した複合材タンクの製造行った事例はないため、今回はリスクとコストを考慮し、側胴部の長さを実サイズの 3 割の長さにて行った。図 2-6 に製造実証用タンクの概要を示す。

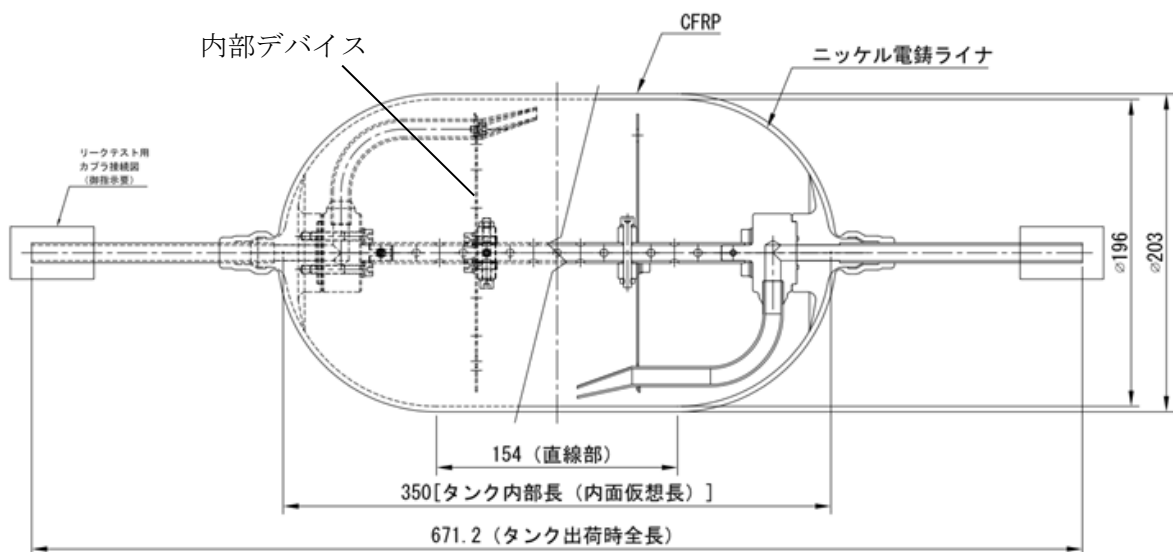
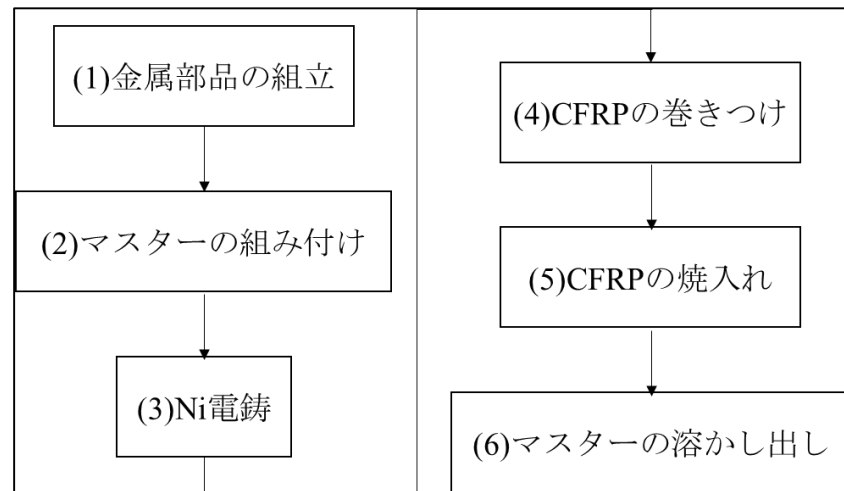
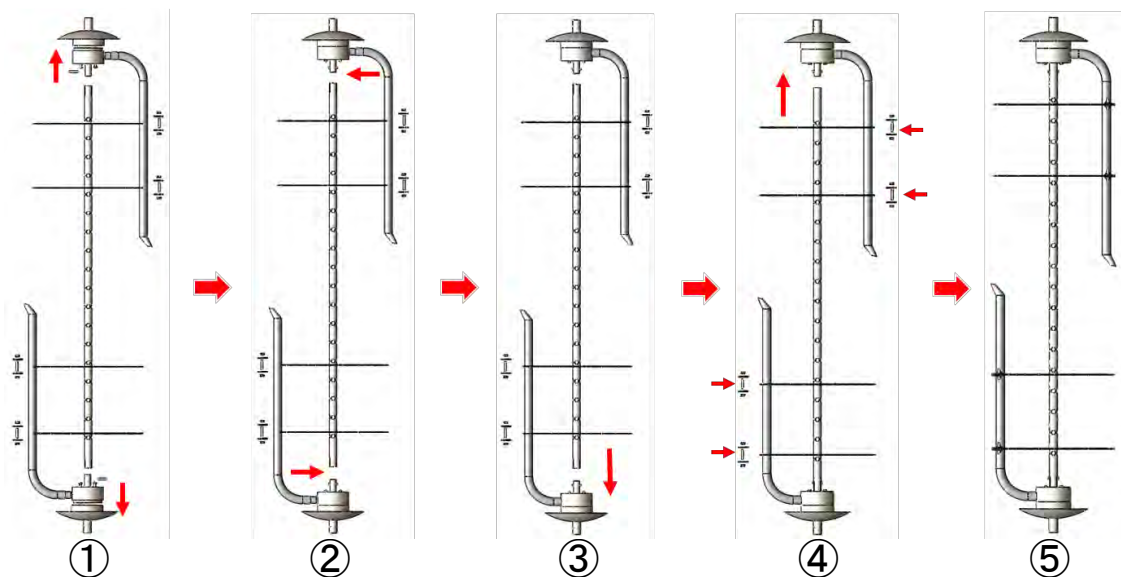


図 2-6 製造実証用タンクの概要

図 2-7 に複合材タンクの製造工程を示す．まず金属部品（材質 SUS）を図 2-7 (b) に示す要領で組み立て、金属部品周囲に硬質発泡スチロールを組み付ける．その後マスターに Ni 電鍍を施し CFRP を巻き付け、焼き入れ後、苛性ソーダによりマスターを溶かし出す．本内部デバイスを有する複合材タンクの製造実証は、次年度に実施する予定である．



(a) 製造工程



(b) 金属部品組立方法

図 2-7 製造実証用タンクの概要

参考文献

- [1] 林祐一郎，今井良二，中田大将，東野 和幸(室蘭工業大学)：小型無人超音速機の推進剤安定供給に関する検討，第 59 回宇宙科学技術連合講演会，1B05，鹿児島，(2015.10.7-9)．
- [2] 林祐一郎，佐々木アスカ，中田大将，今井良二，東野和幸，大河内誠，石橋利幸，小型無人超音速機の推進剤安定供給に関する実験及び検討，日本航空宇宙学会北部支部 2016 年講演会ならびに第 17 回再使用型宇宙推進系シンポジウム，北大，2016 年 3 月 9 日～10 日．

○小野寺 英之（航空宇宙総合工学コース 博士前期 2 年）

大堀 英雄（航空宇宙総合工学コース 博士前期 1 年）

後藤 翔（航空宇宙総合工学コース 博士前期 1 年）

今村 卓哉（航空宇宙システム工学コース 学部 4 年）

齋藤 真之（航空宇宙システム工学コース 学部 4 年）

今井 良二（航空宇宙システム工学ユニット 教授）

杉岡 正敏（航空宇宙機システム研究センター 名誉教授）

東野 和幸（航空宇宙機システム研究センター 教授）

1. 背景

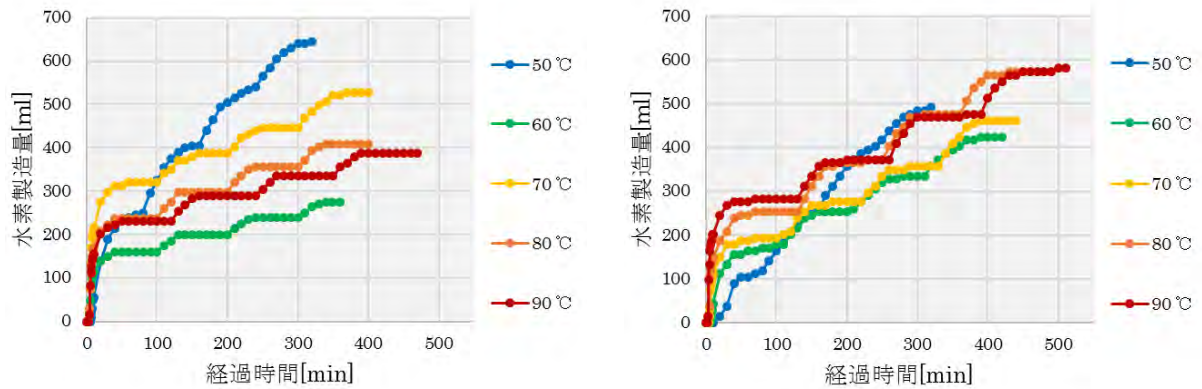
現在、宇宙機推進システムの燃料として主にヒドラジンが使用されている。ヒドラジンは高比推力で着火性に優れる燃料であるが毒性を有するため、現在、代替燃料を用いた推進システムの開発がすすめられている。航空宇宙機システム研究センターでは、アルミと水の反応から得られる水素を宇宙機推進システムに適用する研究をこれまでに実施してきた。本システムではアルミタンクから取り出したアルミと水タンクから取り出した水を反応器で混合して高圧水素製造反応を起こし、水素をスラスタに供給する構成としている。本システムでの反応物である水およびアルミ、反応生成物の水素および水酸化アルミはいずれも毒性を有さないため、次世代の推進系への適用が有望である。

昨年度までに、(1)アルミ合金（Al-Zn）において、粒径、組成が水素製造特性および温度による水素製造制御性の確認、(2)水素製造循環（水酸化アルミニウムからのアルミの再生）を成立させるのに必要な酸化アルミニウムの窒化の確認、(3)水タンクにおける液体捕捉機構の検討、を実施してきた。上記に引き続き本年度は、(1)アルミ合金（Al-Sn）における温度による水素製造制御性の確認、(2)水素製造循環における酸化アルミニウムの窒化の実証、(3)微小重力環境下における水タンク液体捕捉機構の考案、検証、(4)微小重力環境下における反応槽内部の流動挙動、気液分離機構の検証、を実施した。本報では本年度の研究成果についてまとめた。

2. 内容

2-1. 水素製造制御法[1][2]

温度による反応制御可否の確認のため、電気ヒータによりある設定温度まで上昇させて無攪拌もしくは攪拌を行なって水素を生成したのち、電気ヒータを遮断して自然空冷により冷却し、反応の継続および停止の確認を行った。図 1 に設定温度と水素製造量の時間変化を示す。(a)は常時攪拌を行わないもの（常時無攪拌）、(b)は加熱時に攪拌を行い、冷却時に攪拌を行わない場合の結果を示す。図 1 において、60℃以上で水素製造量の変化量が小さい部分が冷却時であり、その他の時間では各設定温度に加熱されている。これらの結果より、60℃以上で温度による水素製造の制御が可能であることが分かる。一方 50℃においては冷却時においても水素製造が継続し、制御性が良好でないことが分かる。



(a)常時無攪拌 (b)攪拌（加熱時）－無攪拌（冷却時）

図1 設定温度と水素製造量の時間変化

2-2. Al-水推進システム検討・軌道計算[1]

Al-水推進システムの衛星推進系への適用例として、国際宇宙ステーション（ISS）から放出される小型衛星の軌道上昇（アセント）に対する成立性を検討した。図2にAl-水推進システムの概要を示す。このシステムでは球状の反応容器の中にAl粉末と水を充填し、Al-水反応から製造された水素をノズルから cold gas として噴射する。反応層で生成される水素気泡を分離、回収させる際、微小重力環境下での特有な気液二相流挙動を考慮する必要がある。図2には、反応槽壁面の濡れ性を向上させ、気泡を中心部に回収、合体させ、中心部から水素ガスを選択的に取り出す方法であり、ガス取り出しチューブには、水素ガスのみ透過する選択透過膜の適用を考えている。

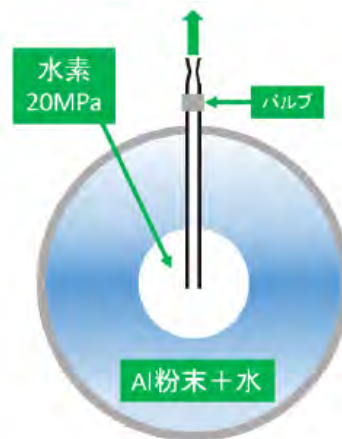


図2 Al-水推進システム

このシステムを用いて、高度 400 km の円軌道を周回する ISS から重量 50 kg の小型衛星を放出し、より高い円軌道に投入することを想定する。反応容器内の初期圧力は 20 MPa とした場合の高軌道への遷移プロセスを以下に記す。

- ① ISS から小型衛星を放出し、ISS から十分に離れたところで Al-水反応を開始する。反応容器内の圧力が 20 MPa から 19 MPa に下がるまで水素を噴射させ、遷移軌道に移行させる。遷移軌道上では次の水素噴射までに反応容器内の圧力を 20 MPa まで上昇させておく。
- ② 遷移軌道の遠地点で再び水素を噴射し、新たな周回円軌道に投入させる。

③ 新たな周回円軌道を半周した後，再び反応容器内の圧力が 20 MPa から 19 MPa に下がるまで水素を噴射させ，遷移軌道に移行する．遷移軌道上では次の水素噴射までに反応容器内の圧力を 20 MPa まで上昇させておく．

④ ②から③を繰り返す

水素ガスコールドガスジェットの諸元として，ノズルのスロート直径 0.1 mm，膨張比 150，反応容器圧力を 19MPa として推力，比推力の理論値は 258 mN，305 s となった．さらに反応容器の材質を Ti-6Al-4V とし，本材料の耐力を考慮して肉厚および重量を確定した．表 1 に反応容器体積と推進システム全重量，全増速量，高度 400 km の周回円軌道から投入可能な円軌道の関係を示す．

表 1 反応容器容量とシステム重量，全増速量，および遷移高度の関係

反応容器体積[L]	1	2	4	8	16
推進システム重量[kg]	1.41	2.82	5.65	11.3	22.6
全増速量[m/s]	3.96	7.92	15.8	31.8	63.7
遷移後の周回円軌道[km]	404.6	409.3	418.7	437.5	475.7

人工衛星の大気突入までの時間と軌道高度の関係を，大気抵抗を考慮した衛星の軌道解析により調査した．図 3 に解析結果を示す[3]．大気突入までの時間つまり衛星寿命が，軌道高度を 400 km から 420 km まで上昇させた場合 1.5 倍に，440 km まで上昇させた場合は 2 倍以上になることが分かる．上述のように，本 AI-水推進系を小型衛星の高軌道化に用いた場合，衛星寿命を延長できる可能性があることが分かる．

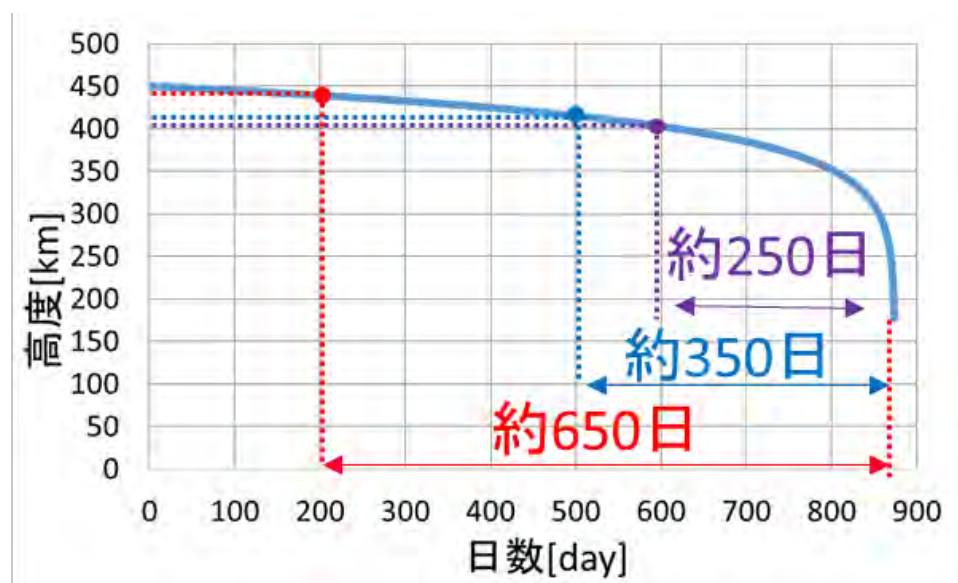


図 3 初期高度と大気突入までの日数の関係

2－3. AI/水系反応における水素製造循環に関する検討[6]

AI/水反応では水酸化アルミニウム $\text{Al}(\text{OH})_3$ が副生される．水酸化アルミニウムは推力寄与せずに蓄積されるため，宇宙機のシステム重量はヒドラジンを用いた場合と比べて大きくなると予想された．そこで，本研究では副生される $\text{Al}(\text{OH})_3$ を分解して AI に戻し，再び水素を取り出す水素製造循環の構築を目的としている．すなわち，AI/水反応における水素製造循環系を構築し，AI

を再利用することで Al/水系の反応をサイクル化することができれば、Al と水の搭載量を最小限に抑えながら、多量の水素を製造することができ、推進システムの軽量化及び長期使用が可能となる[4-6].

Al(OH)₃ は加熱分解により酸化アルミニウム(Al₂O₃)に変化するが、Al₂O₃ を直接 Al と酸素に分解することは極めて困難である. そこで、水素製造循環を宇宙機内で構築するため(1), (2)式に表すように、Al₂O₃ の Al への分解が比較的容易な窒化アルミニウム(AIN)に一旦変換してから分解する方が有利である. 宇宙機内では Al₂O₃ の AIN への変換反応を、より低温で進行させる必要がある. そのために、炭素には活性炭(AC)を用い、さらに鉄粉(Fe)を添加した条件で AIN 製造に向けた基礎的検討を行った.



AlN は Al₂O₃ と炭素の粉末状混合物を窒素雰囲気中において 1550 °C 以上での還元窒化により得る製造法が知られている[7]. しかし、宇宙機内での AIN 製造反応を考慮すると、できるだけ低温での製造が望まれる. 本報では試料に γAl₂O₃, AC, Fe の混合物を用い 1280 °C にて実験時間(2, 6, 10 時間)で維持するアルミナの窒化実験について報告する. 図 4 に実験装置概略図・試料及び装置の外観を示す. 実験装置には管状電気炉と耐熱管を用いた. 試料として γAl₂O₃ 1.8 g, AC 3.24 g 及び Fe 0.36 g を混合した合計 5.4 g のうち 1.2 g を磁製ボートに載せ耐熱管内に配置した. 実験装置全体に窒素を 20 ml/min で流通させ、実験温度で維持した. 使用しなかった残りの試料は実験前後の比較用サンプルとして保存した. AIN 生成の確認法としては、実験後磁製ボートの外観観察および試料の結晶構造を XRD 分析により評価した.

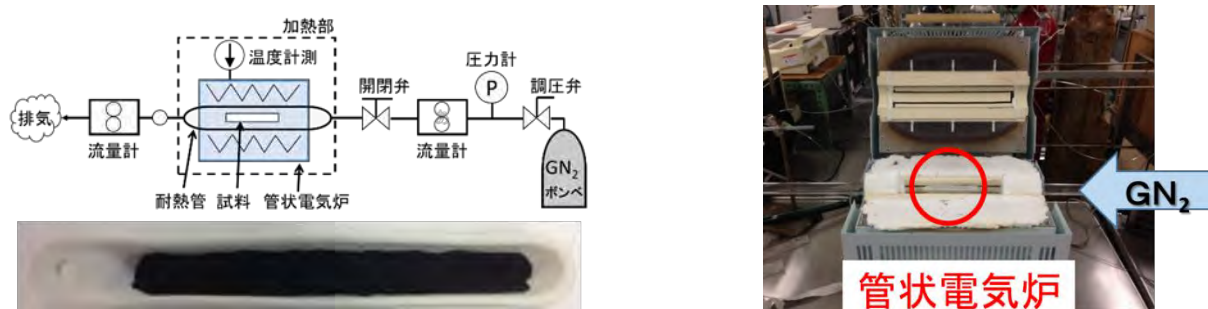


図 4 実験装置概略図・試料及び装置

窒化実験前の磁製ボートの外観を図 5 (a)に示し、窒化実験終了後の磁製ボートの外観を図 5 (b), (c), (d)に示す.

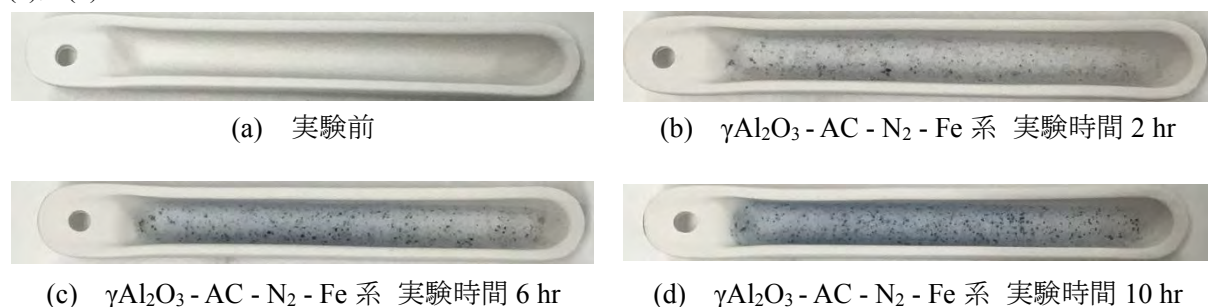


図 5 窒化実験前後の磁製ボートの外観比較

この結果、実験後の磁製ボート内壁に青色の着色が観察された。なお、実験前に行ったブランクテストにおいて、青色の着色は(1)式で必要な3種類の反応物(Al_2O_3 , C, N_2)の存在下で生じることを観察している。また、一般に AlN はOとC原子を含むと青味を帯びると報告されていることから[8]、変色は AlN 生成反応の進行を示唆し、試料の $\gamma\text{Al}_2\text{O}_3$ は AlN 及び反応の中間物質(AlON 等)に変化したことが考えられる。さらに、同じ実験温度でも実験時間を長くした条件の方が磁製ボートは濃い青色に変化することがわかった。

$\gamma\text{Al}_2\text{O}_3$ -AC- N_2 -Fe系の試料に対しXRD分析を実施した。XRD分析結果を図6に示す。実験温度において6時間及び10時間維持した後の試料では AlN のピークを確認することができた。2時間維持後の試料では AlN のピークを明確には確認することはできなかった。一方、 $\gamma\text{Al}_2\text{O}_3$ -AC- N_2 系で10時間維持した後の試料では AlN のピークを一部確認できた。また、図5および図6より磁製ボート内の青色の変色が濃いほどXRD分析において AlN のピークが明確に現れた。また、Feを添加しない条件の試料は1280℃の温度を10時間維持した場合でも AlN のピークは一部しか確認できなかった。Feはアンモニア合成反応において窒素を活性化させる触媒として用いられているので、本実験においてもFeは窒素を活性化する触媒として作用し、 $\gamma\text{Al}_2\text{O}_3$ の窒化に大きく寄与したと考えられる。今後は他の金属添加物等を用いた反応条件で実験を行い、さらなる低温度下での AlN 製造を試みる。

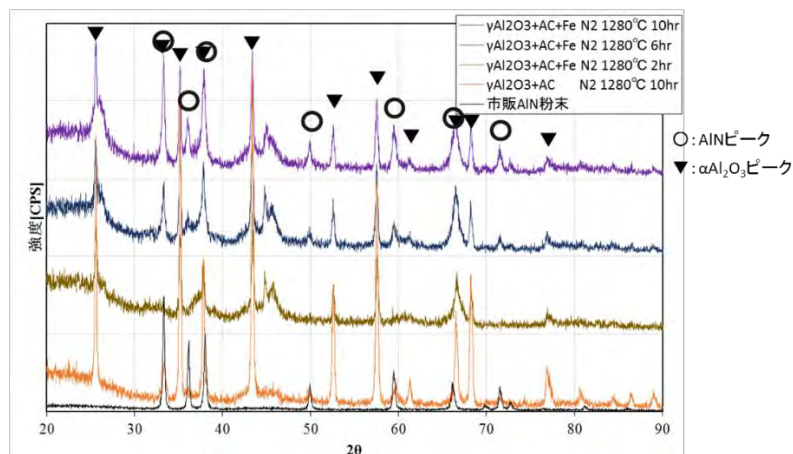


図6 各実験条件におけるXRD分析結果

2-4. 水貯蔵タンクの液体捕捉機構[9]

2-4-1. はじめに

本章では、Al/水反応推進系の構成要素の一つである水タンクにおける、液体捕捉機構の研究開発結果について述べる。微小重力下では、タンク内の気液界面が大きく湾曲する。これは微小重力下で表面張力が顕著となるためである。これにより、アレッジ(タンク内のガス部分)は液出入り口に接近し、液を流出する際にガスを巻き込みやすくなる。また、加速度方向が定まっていないため液を液出入り口に、ガスをガス出入口に保持することができない。そのため、推薬タンクから推薬のみをスラストに供給するには、推薬タンク内にブラダやダイアフラム等の隔壁を有するものおよび表面張力を利用したものが有効である[10]。本研究では可動部がなく、長期ミッションに適している表面張力タンクを検討している。しかし、水はぬれ性が非常に悪く、表面張力により液体を駆動するのが困難である。そこで、水のぬれ性を向上させる方法としてシリコーティングを試み、表面張力による液体捕捉機構に水の適用を可能とすることを目的とした。

2-4-2. 実験概要

本研究では微小重力下における水の液体捕捉を可能とするために以下の実験項目を設定した。

(1) シリカコーティング

本実験ではタンク内の液体挙動を観察することが目的のため透過性のあるアクリル樹脂を使用した。そこで、アクリルの板に常温で親水性向上が見込めるシリカコーティングを施し、CCD顕微鏡と画像処理ソフト ImageJ を用いて、水の接触角を計測した。

(2) 落下塔を利用した微小重力実験

本実験では(株)植松電機が所有する微小重力実験塔「COSMOTORRE」にて、シリカコーティングを施した供試体を用いて、水の液体挙動を観察した。

2-4-3. 実験手順・実験装置

本実験では、(有)エクスシアのコーティング剤(液種:SSN-SD50)と親水剤を用いた。初めにアルコールを用いて塗布面の洗浄を行い、コーティング面の水分が無くなるまで乾燥した。次にエアーコンプレッサーを用いてコート剤を塗布し、180秒静置した後、クロスでコート剤を拭き取った。拭き取り後、上記と同様の手順で上塗り乾燥を行い、最後に親水剤をコーティング面とクロスに吹き付け、均一に塗りのばした後、40分間インキュベータ(25度)の中で転化した。CCD顕微鏡により液滴の画像を取得し、画像処理ソフト ImageJ で接触角を計測した。

本研究では(株)植松電機が所有する COSMOTORRE を用いて微小重力を形成した。用いた落下塔は自由落下距離が約 40 m、微小重力時間が 2.5 秒前後、微小重力の質が $10^{-3}G$ 程度である。落下させるカプセル内部に試験液入りの供試体、高速度カメラ(機種:GoPro HERO4)、照明、バッテリーを配置し、カプセルを落下させた。このときの液体挙動を 120 fps で撮影した。

実験条件を表 2、本実験で使ったタンク、ベーン(本実験の基準となるベーン①)を図 7、図 8 に示す。本実験ではベーンの装着角度や種類「①のベーンを基準に幅(②)、枚数(③)、形状(④)を変更した」、コーティング条件、タンク容量比、試験液を変えて実験を実施した。

2-4-4. 実験結果と考察

2-4-4-1. シリカコーティングについての実験結果と考察

前節と同様の手順でアクリル板にシリカコーティングを施すことにより、水の静的接触角が約 70 度から約 4 度となった。これはヒドラジン(平均 3.45 度)と同等程度の接触角であり[11]、大幅にぬれ性を改善することができた。

2-4-4-2. 落下塔を利用した微小重力実験についての実験結果と考察

図 9 に条件(c)、(h)の実験結果を示す。条件(c)では、水が液体出口付近に集まる様子を観察できた。一方、条件(h)では、微小重力の前後でほとんど液面に変化がなかった。この結果より、水のぬれ性を改善することにより、水を液体出口まで捕捉することが可能であることが確認できた。また、条件(c)と 10 秒落下塔で実施された実験結果[12]を比較するとほぼ同等の駆動速度で液体を捕捉することが確認できた。この結果より、シリカコーティングを施すことにより、水をぬれ性の良いシリコン油とほぼ同等のぬれ性に改善することができたと言える。

表 2 実験条件

実験条件	装着ペーン	ペーン装着角度(deg)	コーティング条件		タンク容量比(%)	液体
			タンク	ペーン		
(a)	①	90	あり	あり	16	水
(b)	①	45	あり	あり	32	水
(c)	①	90	あり	あり	32	水
(d)	①	45	あり	なし	32	水
(e)	①	90	あり	なし	32	水
(f)	①	45	なし	あり	32	水
(g)	①	90	なし	あり	32	水
(h)	①	90	なし	なし	32	水
(i)	①	90	あり	あり	50	水
(j)	②	90	あり	あり	16	水
(k)	②	45	あり	あり	32	水
(l)	②	90	あり	あり	32	水
(m)	②	90	あり	あり	50	水
(n)	③	90	なし	なし	32	シリコーン油
(o)	④	90	あり	あり	32	水

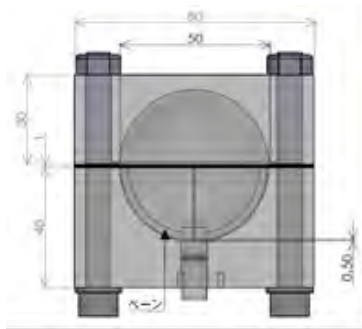


図 7 タンク詳細

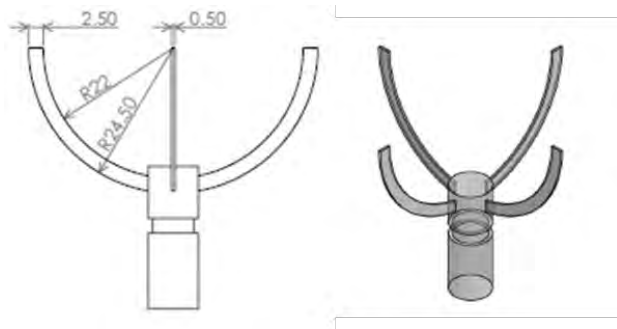
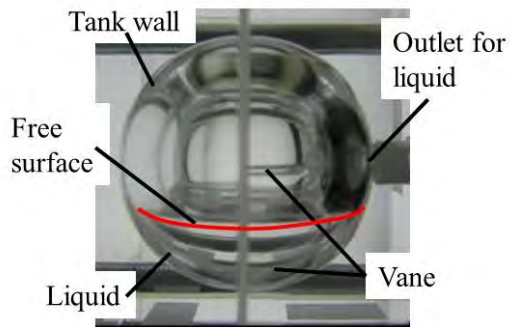
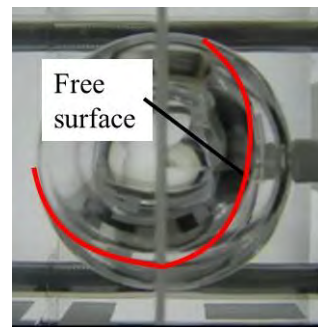


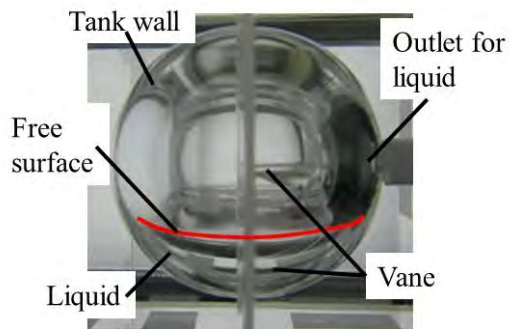
図 8 ペーン詳細



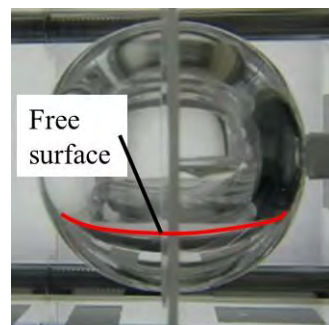
地上重力環境（実験条件（c））



微小重力環境(2.3 秒後, 実験条件（c））



地上重力環境（実験条件（h））



微小重力環境(2.3 秒後, 実験条件（h））

図 9 コーティングの有無による液体挙動の差異

2-5. 反応槽の気液分離特性[13]

2-5-1. はじめに

本章では、Al/水反応推進系の構成要素の一つである反応槽につき、微小重力環境下での反応槽内部の水、アルミ合金微粉末、水素気泡、空気泡の流動挙動の観察結果について述べる。

2-5-2. 実験概要

直径 50 mm, 高さ 60 mm の円筒容器内に純水およびアルミ合金微粒子を注入して攪拌子（マグネチックスターラー）にて攪拌し、通常重力および微小重力環境下での純水、空気相、水素気泡およびアルミ合金粉末の挙動をビデオカメラで収録した。表 3 に実験条件を示す。なお本実験においても微小重力環境の生成には、(株)植松電機の微小重力実験塔「COSMOTORRE」を利用した。

表 3 実験条件

Liquid amount	60, 80, 100 ml
Aluminum alloy sample	Al – 30[wt%] Sn
Mass of sample	1.0 g
Size of sample	100-150 μ m, <53 μ m
Rotational speed of stirrer	0, 180rpm

2-5-3. 実験結果

図 10 に微小重力環境突入時における流動挙動、アルミ合金微粒子挙動を示す。図 10 より攪拌槽が形成する旋回流中に作用する遠心力により、密度の低い空気相が中心軸上に形成されることが分かる。一方、水素気泡は中心軸上に集合するものの、顕著な合体が見られなかった。この原因として、アルミ合金微粒子が気泡の合体を阻害しているものと考えられる。水素気泡の合体促進方法については、今後の課題とする。その他液量、粒子直径、粒子直径の影響および液を円周方向に流入させて旋回流を形成した場合の気液分離状況の観察も行った。

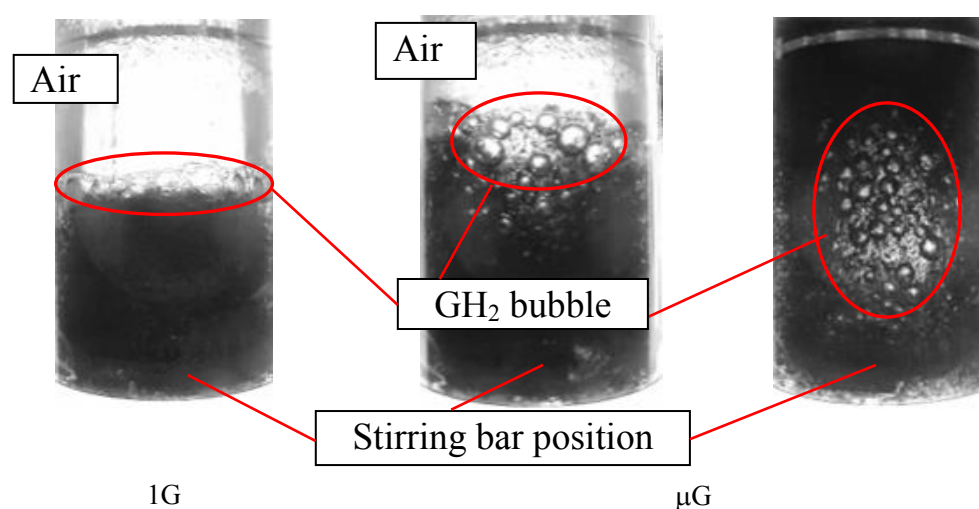


図 10 通常重力および微小重力環境下における反応槽内部の流動挙動

参考文献

- [1] 小野寺英之,今井良二,杉岡正敏,東野和幸 (室蘭工業大学)「Al/水系反応における水素製造制御法の開発」,第16回北海道エネルギー資源環境研究発表会,北大,2016年1月19日
- [2] 小野寺英之,中田大將, 今井良二, 杉岡正敏, 東野和幸, Al-水系における高圧水素製造の制御法の確立および宇宙機推進系への適用, 日本航空宇宙学会北部支部2016年講演会ならびに第17回再使用型宇宙推進系シンポジウム, 北大, 2016年3月9日~10日
- [3] Satellite Orbital Decay Calculations, The Australian Space Weather Agency,
<http://www.sws.bom.gov.au/Category/Educational/Space%20Weather/Space%20Weather%20Effects/SatelliteOrbitalDecayCalculations.pdf>
- [4] 小野寺英之, 杉岡正敏, 今井良二, 東野和幸, 増田井出夫, アルミ-水反応の衛星推進系への応用, 第58回宇宙科学技術連合講演会要旨集, IJ11, 2014年11月12-14日, 長崎市.
- [5] 東野和幸, 大堀英雄, 小野寺英之, 杉岡正敏, Al/水系反応を利用した水素製造循環に関する研究, 第15回北海道エネルギー資源環境研究発表会講演予稿集, pp.11-12, 2015年1月27日, 札幌市.
- [6] 大堀英雄, 小野寺英之, 杉岡正敏, 今井良二, 東野和幸, Al/水系反応を利用した水素製造循環に関する研究(その2), 第16回北海道エネルギー資源環境研究発表会要旨集, pp.23-24, 2016年1月19日, 札幌市.
- [7] 岩田稔 他, 窒化アルミニウムに関する研究, 無機材質研究所研究報告書第4号, (1973), pp.9-10.
- [8] 江良皓, [窒化物の合成と物性]AINの合成と物性, 応用物理第42巻第12号, (1973), pp.1222(64)-1225(67).
- [9] 後藤翔, 今村卓哉, 今井良二, 杉岡正敏, 東野和幸, Al/水反応推進系における水タンク内液体マネジメント技術に関する研究, 日本航空宇宙学会北部支部2016年講演会ならびに第17回再使用型宇宙推進系シンポジウム, 北大, 2016年3月9日~10日
- [10] Dodge, F., "DYNAMIC BEHAVIOR OF LIQUIDS IN MOVING CONTAINERS", Southwest Research Institute 2000, Chaps. 4.
- [11] N. R. Moore and N. W. Ferraro and A. F. Yue and R. H. Este, "A PROCESS FOR PRODUCING HIGHLY WETTABLE ALUMINUM 6061 SURFACES COMPATIBLE WITH HYDRAZINE", 54th JANNAF Propulsion Conference (CPIA), (2007), p.4-5
- [12] 今井良二, 出田武臣, 山田啓介(IHI), 濱一守, 三谷健司 (USEF), ベーン式推進タンク内流体挙動の数値解析, 宇宙科学技術連合講演会講演集, (2002), p.287-292
- [13] 斎藤真之, 小野寺英之, 今井良二, 杉岡正敏, 東野和幸, 微小重力環境での Al-水反応における反応器内気液分離に関する研究, 第13回 HASTIC 学術講演会, 北大, 2016年3月9日

バイオエタノール燃料の吸熱分解特性とサルファ・コーキング

飯島 明日香（航空宇宙総合工学コース 博士後期 2 年）

小川 大輔（航空宇宙総合工学コース 博士前期 1 年）

森下 海伶（航空宇宙システム工学コース 学部 4 年）

上野 雄登（航空宇宙システム工学コース 学部 4 年）

○中田 大将（航空宇宙機システム研究センター 助教）

東野 和幸（航空宇宙機システム研究センター 教授）

1. はじめに

バイオエタノールはカーボンニュートラル燃料であり環境親和性が高いことから自動車，航空機燃料としての利用が進んでいる．本学では再使用型ロケットでの利用を想定し，その適合性を調べるため，基礎研究を実施してきた．2014 年度から再生冷却溝での高温・高圧環境を想定した流通実験を行い，残留硫黄分による管路への影響（サルファ・アタック）および熱分解によるコーキング，吸熱特性について調べている．ここでは 2015 年度に行われた一連の試験結果について述べる．

2. 試験装置

図 1 に高温・高圧流通試験装置の概要を示す．右端のタンクで予備加温されたエタノールは 2 つの 3.4 kW 電気炉と 12 kW のイメージ炉（反射炉）を経て最大で 920 K まで加熱され，サンプリングボトルに回収される．ライン圧は最大で 9.2 MPa である．

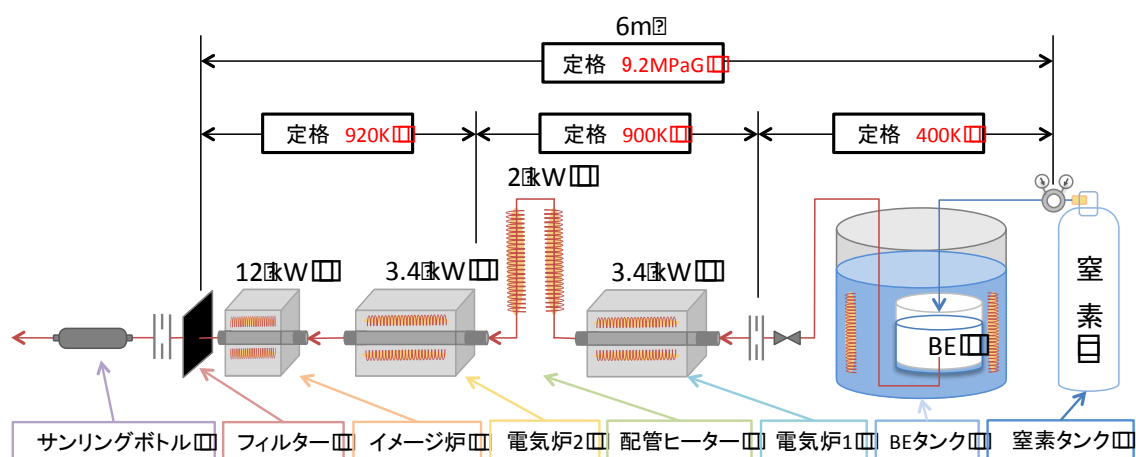


図 1 高温高圧流通試験装置

イメージ炉内にはロケット再生冷却路を想定した無酸素銅（SMC）やインコネル配管を納め，管路内面の変化を EPMA 装置や硬度計等で分析する．

3. サルファ・コーキング特性[1]

表 1 に試験条件を示す．SMC およびインコネルのそれぞれに対し，イメージ炉の設定温度を変えて試験した．試験番号 I004 では黒色粉末による管路の閉塞が起こった．

表 1 試験条件

試験 番号	壁面 材料	試験 時間	圧力	BE 流量	イメージ炉 壁面設定温	イメージ炉 壁面温度結果	試験目的
		s	MPa	g/s	K	K	
S000	SMC	-			900	480～699	blank
S001		2000	7	5	900	480～700	nominal
S002		2000	7	5	900	590～800	BE 温度影響
S003		2000	7	5	750	470～590	壁面温度影響
S004		2000	7	5	600	500～760	壁面温度影響
S005		2000	7	5	750	570～600	硫黄濃度加速試験
I000	Inconel600	-			900	500～760	blank
I002		2000	7	5	750	470～590	壁面温度影響
I003		2000	7	5	900	500～760	nominal
I004		10000	7	5	600～900	480～800	繰り返し試験
I005		2000	7	5	600	540～590	壁面温度影響

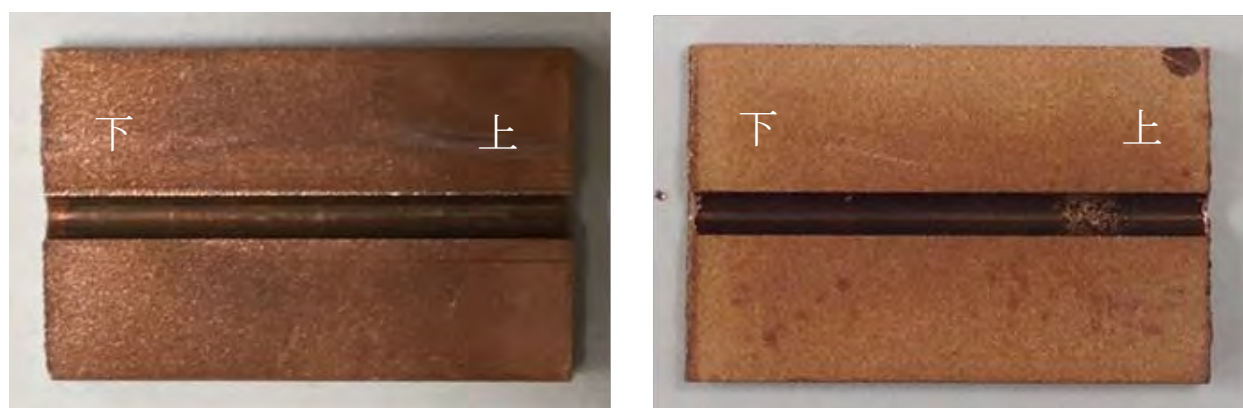


図 2 ブランクテストピース（左）と，試験番号 S001 終了後のテストピース断面（右）

図 2 に流通試験をしていないブランクテストピースと，流通試験後のテストピース断面の様子を示す．これらについて EPMA 分析を実施したところ，図 3 のように僅かな硫黄分の付着とコーキングが認められた．内面において黒ずんでいる箇所は C やクロム酸化物から成っていると考えられる．硬度計による検査では内面の硬度は約 7 % 程度低下しており，表面粗さはやや粗くなる（ブランクテストピースでは Ra 2 以下のものが，試験後は Ra10 以下程度となる）ことがわかった．

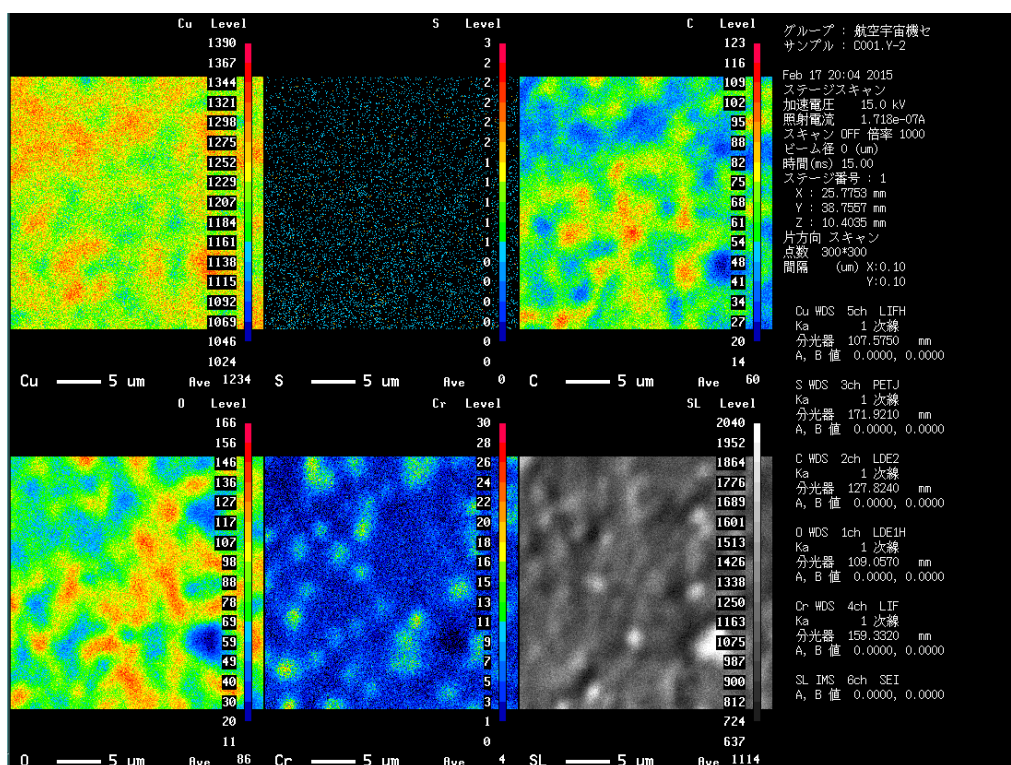


図3 S001 サンプルに対する EPMA 分析の結果

4. 熱分解吸熱特性について[3]

エタノールは約 500 K 以上で脱水素，クラッキング等の反応により熱分解し，この時理論上は 1000 kJ/kg 程度の比較的大きな熱量を吸収すると考えられる[2]．実際の再生冷却路では流速が速く，滞留時間が短いため理論上の数割程度の反応に留まると考えられる．高温高压流通試験装置を用い，反応管に投入した熱量（本装置では外部への熱損失はほぼ無視できると考えられる）とエタノール流通管入口・出口温度の差から，熱分解のために使われたエンタルピーを算出したところ，図4のようになった．この時の管内圧力は 7 MPa，流量は 1-2 g/s 程度である．単位重量あたりの加熱量と管路内での熱分解吸熱反応については概ね比例の関係にあることがわかる．A~H の試験条件の詳細については参考文献[3]を参照されたい．

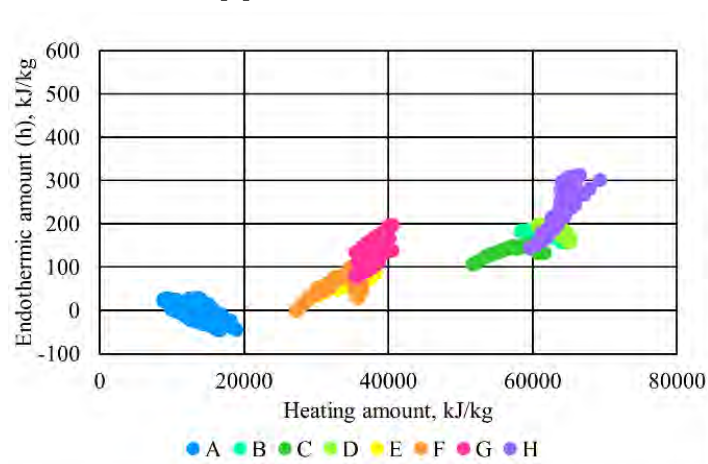


図4 単位重量あたり加熱量と吸熱量との関係

試験後の液体をガスクロマトグラフィにかけたところ、水素、エチレン、メタンなどが確認された。これらはいずれもエタノールの分解生成物である。このようにエタノールを再生冷却路で用いる際には化学的な吸熱効果が期待できるが、分解反応が進み過ぎるとコーキングの要因となるため、今後注意深いトレードオフスタディが必要である。

参考文献

- [1] 小川大輔, 飯島明日香, 森下海怜, 中田大将, 東野和幸, 東伸幸, バイオエタノールロケットエンジンにおけるサルファアタック・コーキングの冷却特性に関する影響評価, 日本航空宇宙学会北部支部 2016 年講演会
- [2] J. Li, A., Kazakov and Frederick L. Dryer, “Experimental and Numerical Studies of Ethanol Decomposition Reactions,” J. Phys. Chem. A 2004, 108, pp. 7671-7680.
- [3] Asuka Iijima, Daisuke Nakata, Kazuyuki Higashino., “Study on Thermal Deomposition of Bioetanol at High Pressure Rocket Propellants, AIAA-2016, Propulsion and Energy 2016 July 25-27, Salt Lake City, Utah.

バイオエタノール/LOXの燃焼特性に関する研究

渡辺 義昭（航空宇宙総合工学コース 博士前期2年）

○中田 大将（航空宇宙機システム研究センター 助教）

東野 和幸（航空宇宙機システム研究センター 教授）

1. はじめに

GG-ATR エンジンではバイオエタノールを燃料、LOX を酸化剤としたガスジェネレータ（GG）によりタービン駆動する．GG の燃料ガス温度分布が不均一であるとタービンに熱応力疲労を誘発する．温度分布均一化を図るためにエルボを用いるが，その設計指針について，解析および実験から論じる．

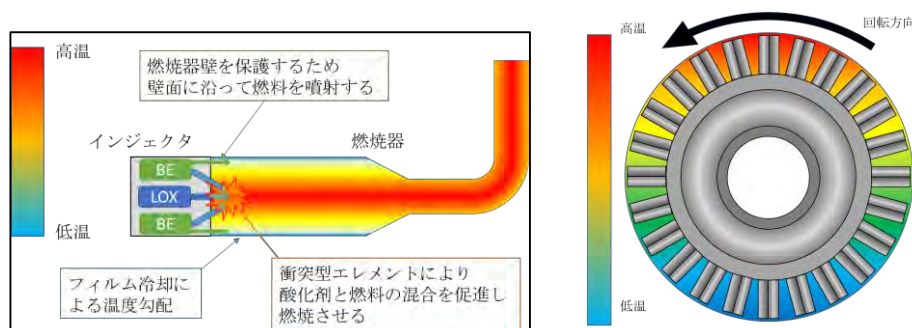


図1 GG 燃焼ガスの温度不均一とタービンへの影響

2. タービンの許容温度差

まず，1 段目タービン動翼熱疲労の簡易計算を行った．タービン翼に生じる応力は遠心力による引張応力と熱膨張による内部応力である．遠心力による応力は，定格回転数で加わる遠心力で一定，熱応力は1 回転に2 回加わるとする．本研究では熱による影響を調査するため，熱応力の温度差を可変パラメタとし，INCONEL 713C の S-N 曲線と照合して危険な温度差範囲を検討した [1]．繰返し疲労回数は，定格回転数と運転時間，静翼枚数，再使用回数により決まる．解析の前提および結果を表 1 に示す．

表 1 1 段目動翼の簡易計算モデル

PCD	mm	95
定格回転数	rpm	58000
周速度	m/s	288.5
運転時間	sec	180
静翼枚数	-	35
再使用回数		100
繰返し疲労回数		6.09×10^8

3. 実験概要

GG における温度の不均一を解消するためエルボの基礎実験を実施した。図 3 に概要を示す。GG を模擬した二重円管構造となっているセクションではヒーターで温められた Hot ガスとポンベから供給される Cold ガスが混ざり合い、エルボ部に流入する。エルボの上下流には図 4 に示すような温度計測点があり、断面内の均一性を評価する。

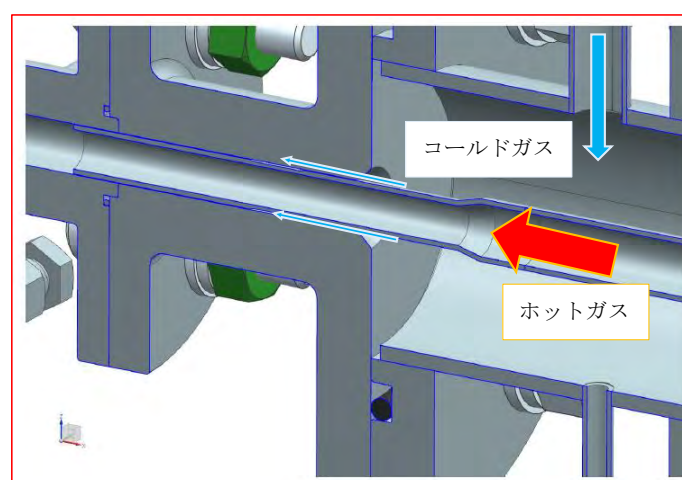
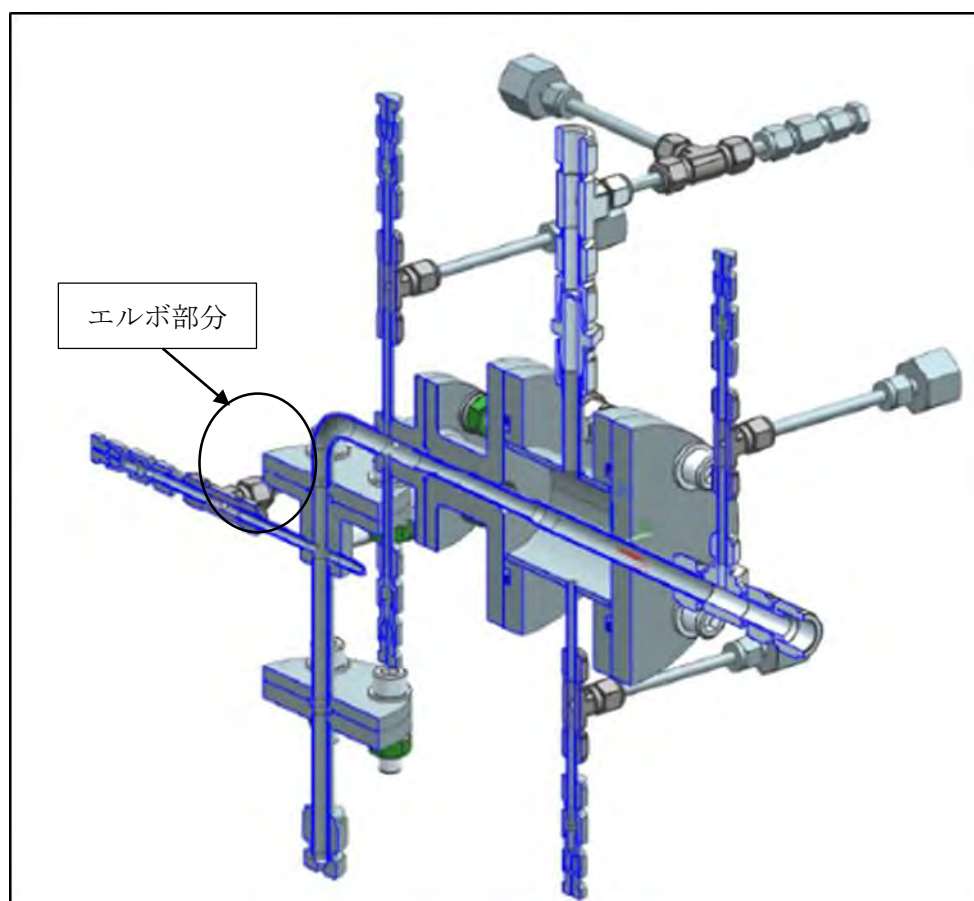


図 3 供試体概要図

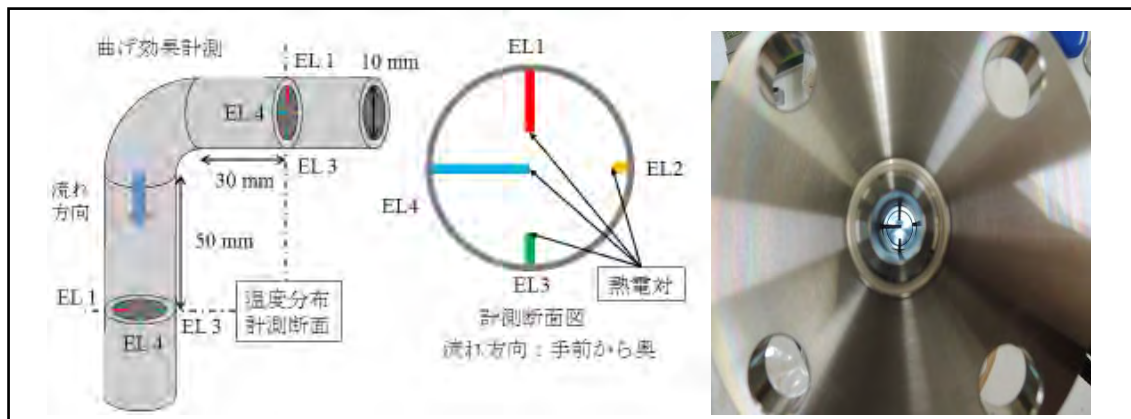


図4 エルボ上下流の温度計測点．差し込み深さはEL1, 2, 3, 4 の順に 3, 1, 2, 5 mm

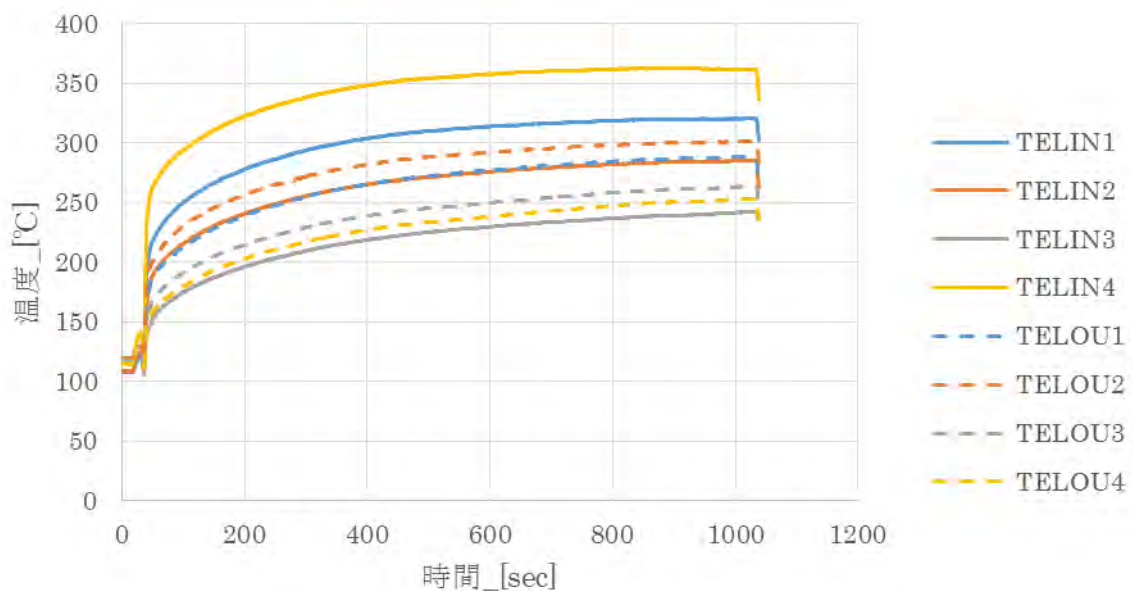


図5 温度分布の一例 (GGE-21)

図5に実験結果の一例を示す．エルボ上流に比べ，下流では均一な分布になっていることが分かる．上流熱電対を省いた場合についても調べたが，下流の温度分布には影響しなかったため上流に熱電対があることによる混合への影響は少ないと考える．

図6にANSYS Fluentでの解析結果の一例を示す．壁面を断熱条件とした場合，乱流モデルの選択によらず計算結果では断面の温度不均一はごく小さいという結果になった．そこで，エルボ壁面と外部との熱の享受を与えたところ，実験と同様に温度の不均一のある流れとなった．この温度不均一を均すにはできるだけ曲率半径の小さなエルボの採用が効果的であることも分かった．定量的には $R=20\text{ mm}$ のエルボを用いると，エルボ下流での同一断面における温度差は 25 K 以内となり，2節で述べたタービンの許容応力を満足する．

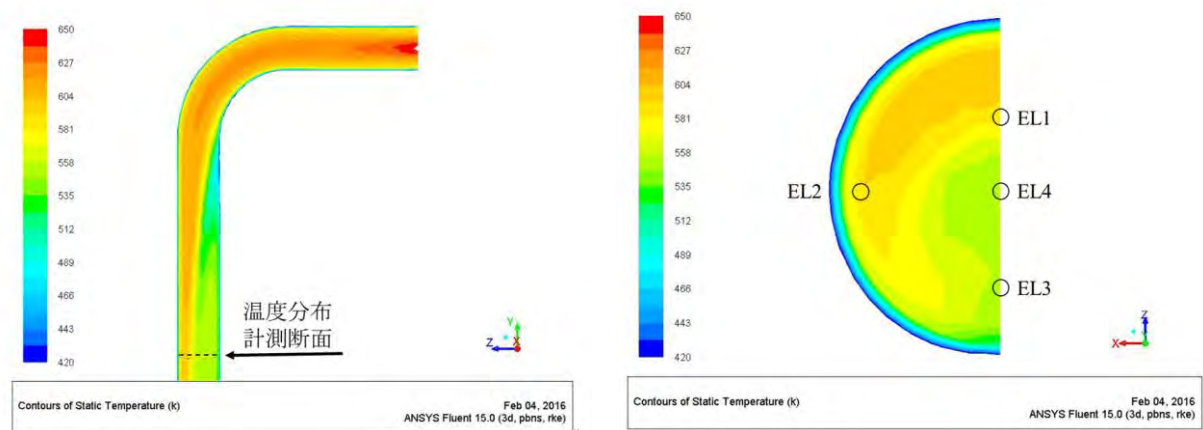


図6 ANSYS による温度解析結果の例

参考文献

- [1] 渡辺義昭, バイオエタノール/LOX の燃焼特性に関する研究, 室蘭工業大学 2015 年度修士論文
- [2] 渡邊義昭, 渡辺翔平, 中田大将, 湊亮二郎, 東野 和幸, 超音速エンジン燃焼器系の高温環境における基礎研究, 第 59 回宇宙科学技術連合講演会, P02, 鹿児島, 2015
- [3] 渡邊義昭, 渡辺翔平, 中田大将, 東野和幸, バイオエタノール/LOX ガスジェネレータのタービン駆動ガス均一化に関する検討, 日本航空宇宙学会北部支部 2016 年講演会

GG-ATR ラム燃焼器における冷却システムの構築と耐熱材料評価

渡辺 翔平（航空宇宙総合工学コース 博士前期2年）

○中田 大将（航空宇宙機システム研究センター 助教）

東野 和幸（航空宇宙機システム研究センター 教授）

1. はじめに

GG-ATR のホットセクションには耐熱材料およびフィルム冷却を組み合わせた熱設計を採用予定である。これらに関する基礎研究を実施したのでその経緯について述べる[1, 2].

2. フィルム冷却に関する基礎実験

フィルム冷却は燃焼器のライナ壁に液体、または気体の燃料を層にして流し、ライナ温度を下げる冷却方式である。GG-ATR で用いる冷却剤は、圧縮機を通過した空気を想定している。圧縮機通過空気流量に対し、冷却に用いる空気流量の割合が増えるほど壁面温度が低下する。簡易計算の結果を示す。各ライン（0.2～0.6）は冷却効率の違いを示す。高い冷却効率を有する噴射方法を模索し、できるだけ少ない流量で壁面温度を下げる事が求められる。

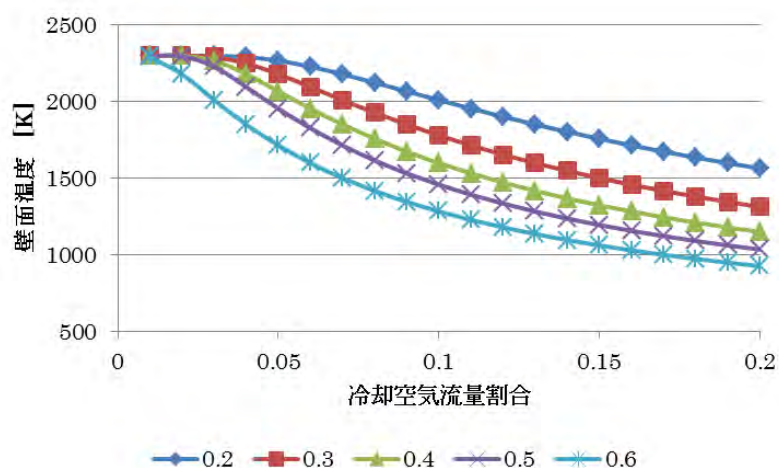


図1 フィルム冷却効率，空気流量割合とラム燃焼器壁面温度との関係。

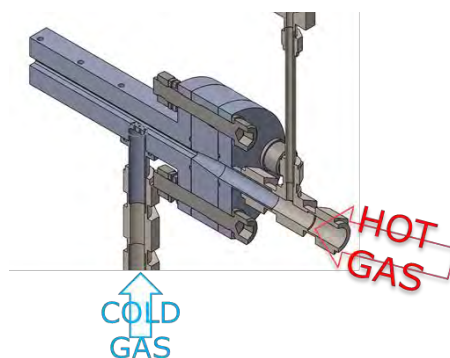


図2 フィルム冷却試験装置

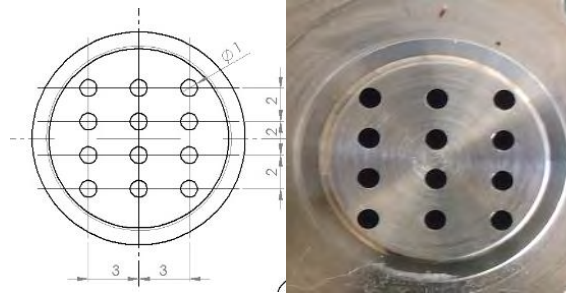


図 3－1 整列配置

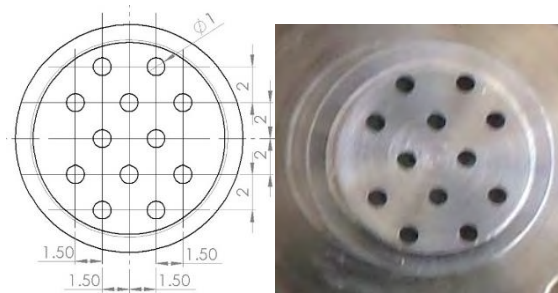


図 3－2 千鳥配置

高い冷却効率を有するフィルム冷却の噴射方法を探るための基礎実験を行った。図 2 はそのための試験装置であり，内外二重管を Hot ガスと Cold ガスが流れるようになっている。Hot ガスはヒーターおよび電気炉で温められた窒素であり，Cold ガスはボンベから直接供給される窒素である。Cold ガスは図 3－1，3－2 に示すような 1 mm の穴から Hot ガス側に吹き出して壁面を冷却する。この時壁面が冷却される範囲を事前解析で予測したものを図 4－1，4－2 に示す。解析では千鳥配置のほうが流路方向に長く均一な温度分布を実現している。

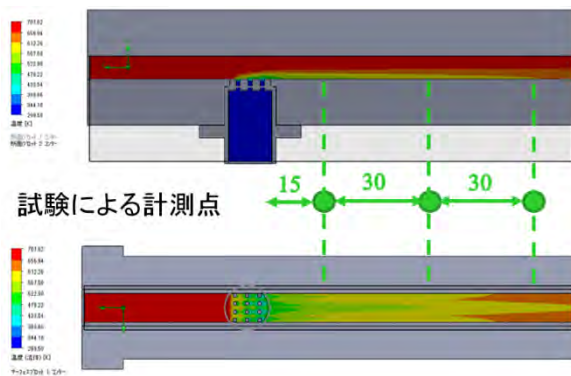


図 4－1 整列配置の冷却ガス分布

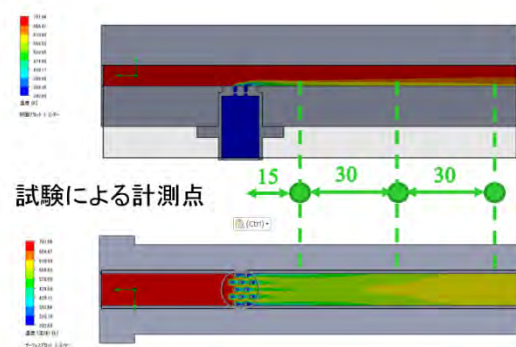


図 4－2 千鳥配置の冷却ガス分布

図 5－1，5－2 に実験結果を示す。流路方向に 15，45，75 mm の位置にて熱電対を壁面に埋め込んだ。整列配置では流量を増やしても温度変化がほとんど見られなかった。千鳥配置では壁面温度の流量依存性が高いことがわかる。但し流路方向への温度勾配はほとんど無い。本基礎研究の成果は GG-ATR におけるラム燃焼器冷却成果に反映される。

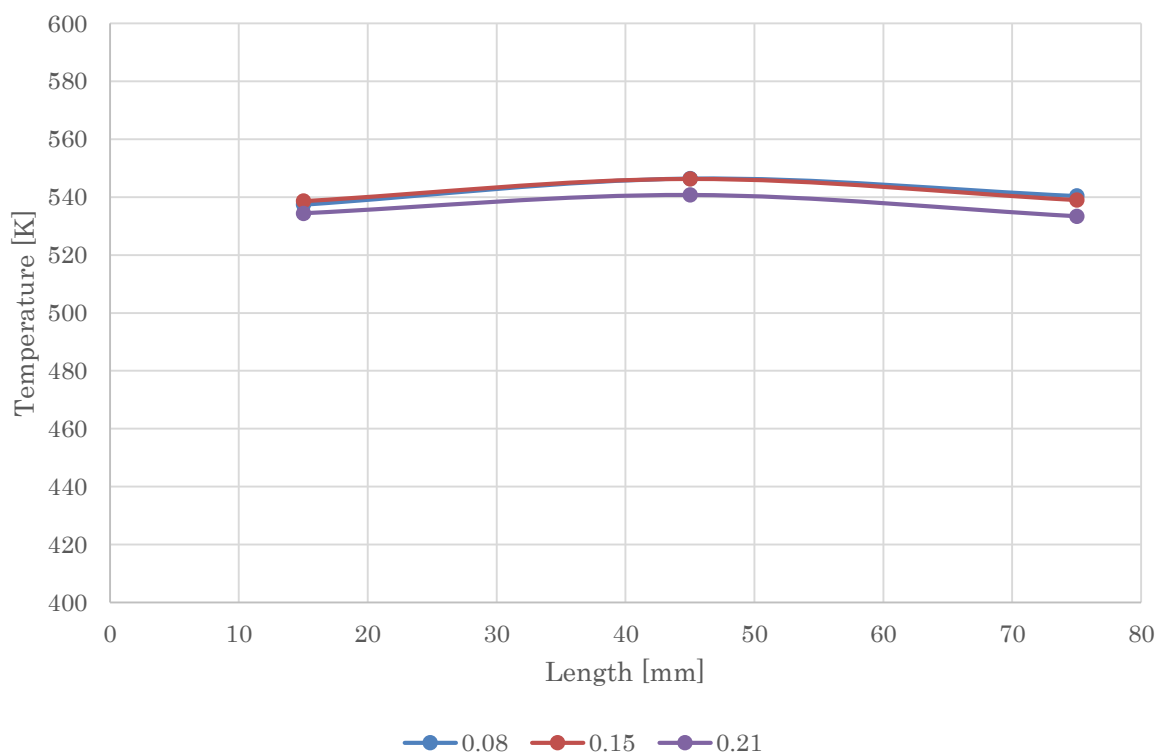


図 5 - 1 整列配置における温度分布（実験）流量 0.08-0.21 g/s

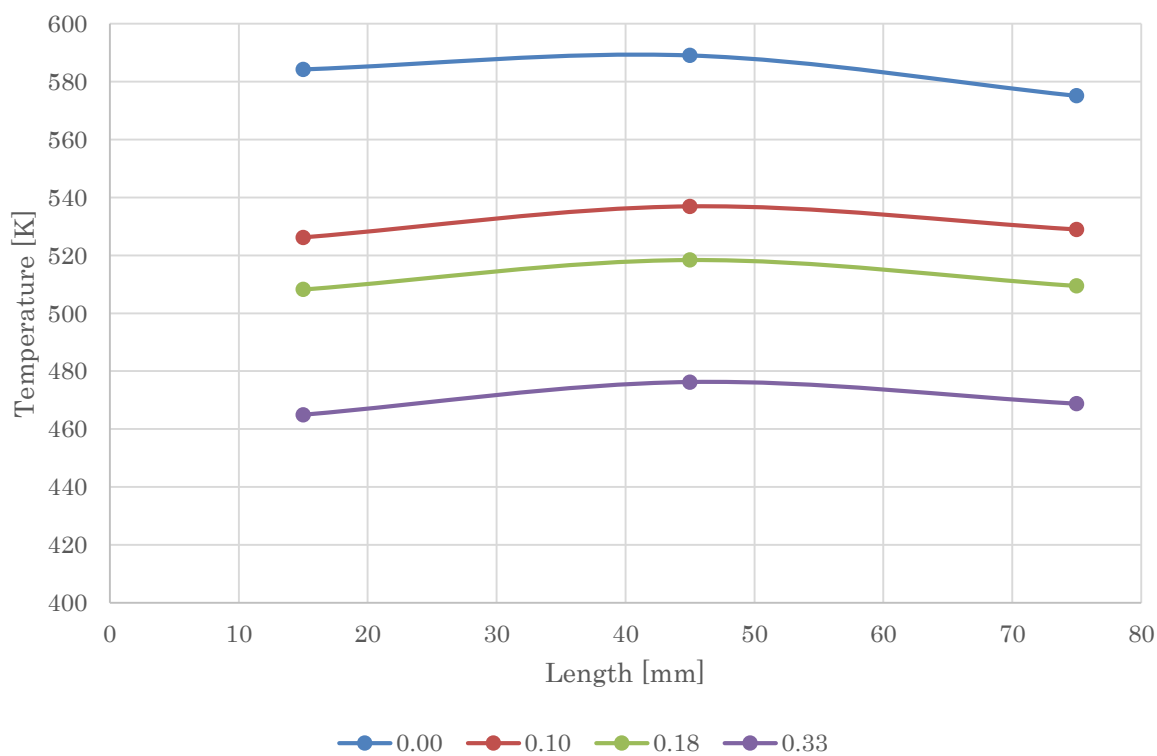


図 5 - 2 千鳥配置における温度分布（実験）流量 0.00-0.33 g/s

3. 耐熱材料の火炎曝露試験

耐熱材料の候補として本学環境・エネルギーシステム材料研究機構（OASIS）で製作された SiC/SiC テストピースの火炎曝露試験を実施した（図 6）。火炎源には O/F を任意にコントロールできる水素＝酸素バーナーを用いた。O/F を Fuel rich 側で調整し 1800K 程度の還元性燃焼ガスを生成した。火炎温度を白金熱電対（R 型）で測定したところ、理論推定よりもやや高い温度となっているがこれは空気中の酸素と未燃の水素が燃えたことによる。曝露したテストピース表面温度はサーモグラフィで二次元的に計測した。曝露後のテストピース微細組織に大きな損傷は無く、実用上有効であることが認められた。今後、温度サイクル試験などを実施する予定である。

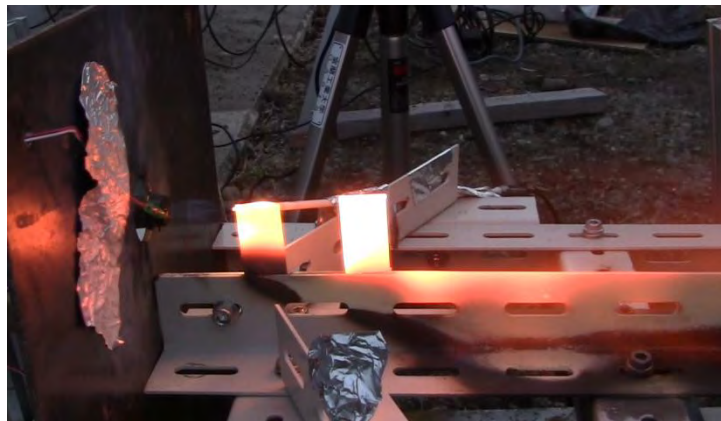


図 6 SiC/SiC テストピース火炎曝露試験の様子

参考文献

- [1] 渡辺翔平，渡邊義昭，早坂大輔，中里直史，朴峻秀，中田大将，香山晃，東野和幸，GG-ATR ラム燃焼器における冷却システムの構築と耐熱材料評価に関する基礎研究，日本航空宇宙学会北部支部 2016 年講演会
- [2] 渡辺翔平，GG-ATR ラム燃焼器における冷却システムの構築と耐熱材料評価に関する基礎研究，室蘭工業大学 2015 年度修士論文

軸流反転ファンの性能特性試験

○中田 大将（航空宇宙機システム研究センター 助教）

立桶 薫（航空宇宙総合工学コース 博士前期 2 年）

寺内 美和（航空宇宙システム工学コース 学部 4 年）

東野 和幸（航空宇宙機システム研究センター 教授）

1. はじめに

二重反転ファンは軸流単段の静翼＝動翼と比べ同径で大きな流量または圧縮比を取ることが知られており、船のスクルーや PC の冷却ファン等産業界において広く採用されている。本学では超音速実験機用ジェットエンジンへの適用を視野に反転ファンの基礎実験を続けている。

空力設計上の課題は反転する 2 枚のファンの周速度が音速程度としても、その相対マッハ数は 2 程度に達するため、衝撃波の形成により圧縮機効率が大きく低下することである[1][2]。この問題については近年 MIT の Kerrebrock らがブレード上で抽気を行うことにより打開策を講じた例がある[3]。製作上の課題は反転ファンを実現するためにタービン側も反転式とし 2 軸のシャフトによって動力を伝達するか、あるいは 1 軸のシャフトから遊星ギヤ等によって反転機構を実現することが必要であり、高い軸芯精度や軸振動対策を要求する。昨年度は 20000 rpm までの回転試験を実施したが、軸受けの不具合があり定格回転までは至らなかった。今年度は大規模な改修を行った上で定格回転数の 42000 rpm までの試験を実施し、性能特性を取得した[4][5]。

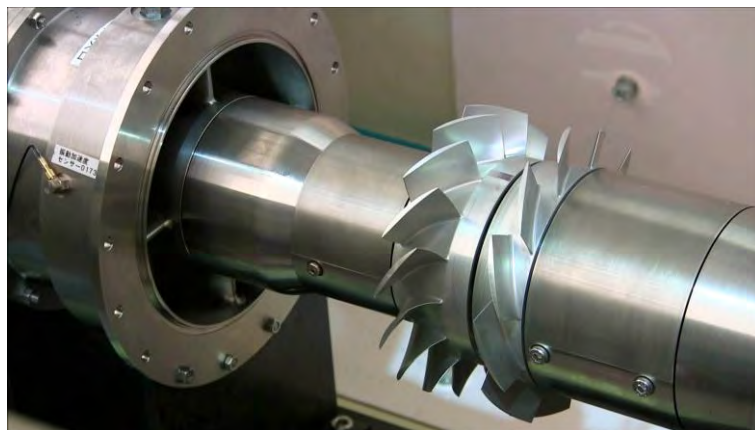


図 1 二重反転ファン試験装置（ケーシングを外したところ）

2. 試験装置の改修

図 2 に改修前後の試験装置断面図を示す。旧型試験装置では片持ちであるファンをモーターベアリングで支える仕組みとなっており、22000 rpm でベアリングが破損した。改修後ではモーターカップリング（鍋谷バイテック）を介して十分に設計マージンを取ったベアリング（FAG 社）に接続する設計とした。新軸系では 1 次の危険回転数は約 15000 rpm、2 次の危険回転数は定格回転数の十分上に位置している。また動バランスをこれまで以上に入念に取ることで、危険回転数附近での振動を低減した。

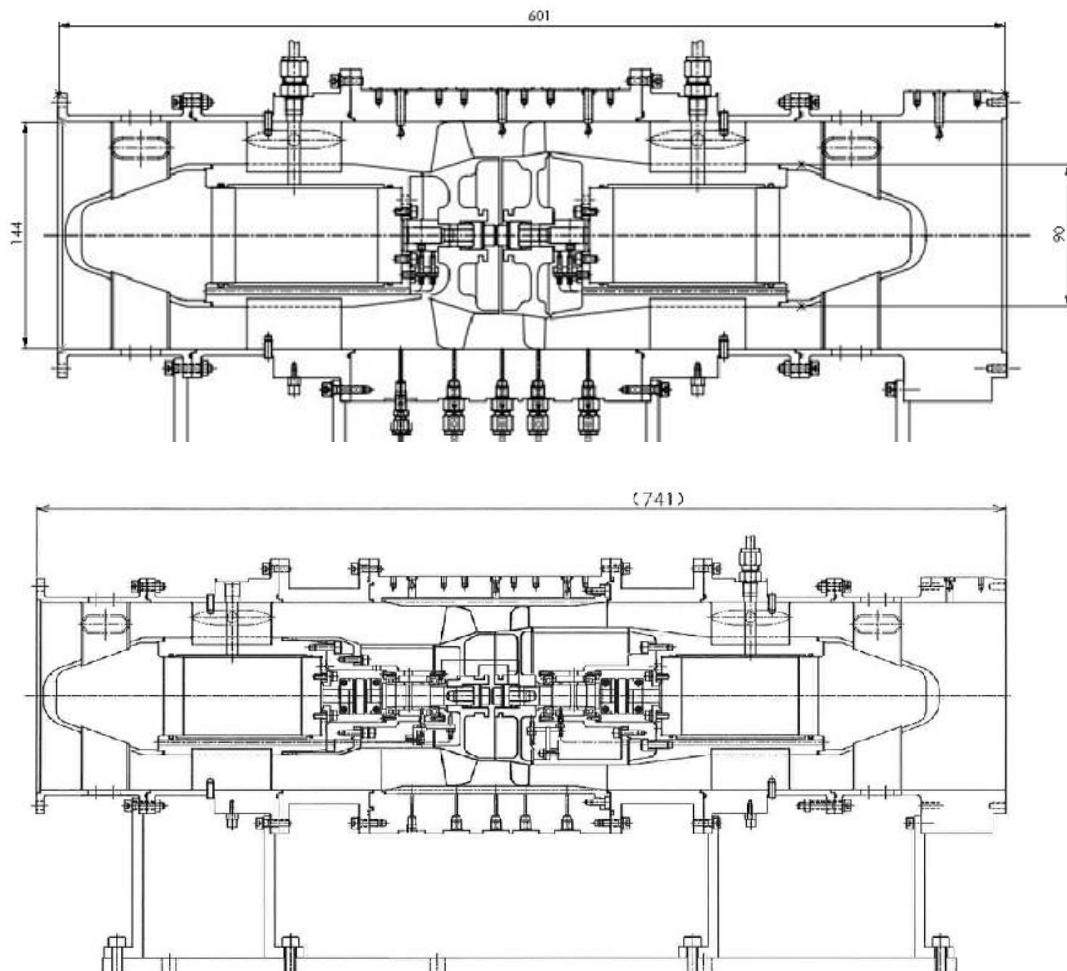


図2 改修前後の試験装置概観図

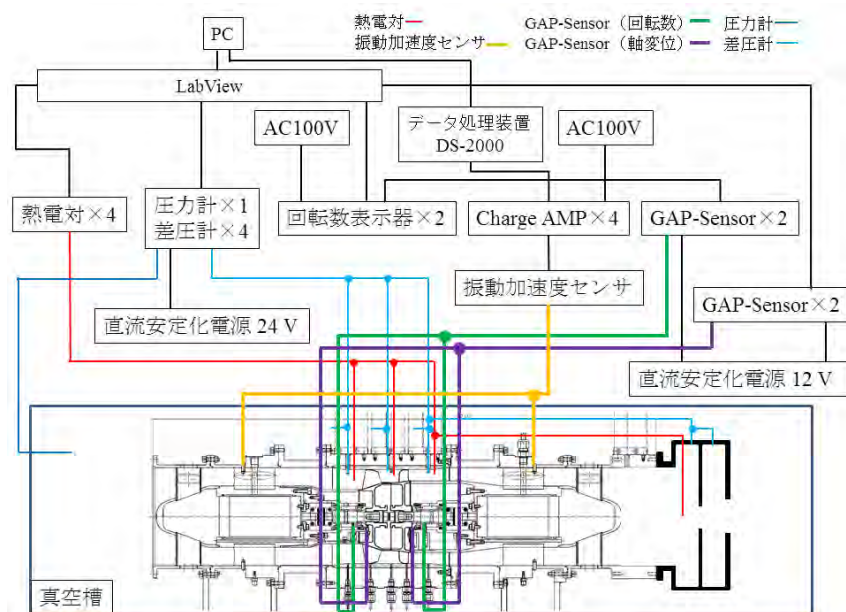


図3 試験装置計測系一覽

図3に計測系の概要を示す。本装置では2枚の反転ファンは10kW電動モーターで駆動され、電源には14セルのLiPoバッテリーをそれぞれのファンに対し4個ずつ使用する。1段ファン手前、1－2段ファン間、2段ファン背後での圧力と温度を計測し、全温上昇と圧力比を算出した。また、回転数、軸変位、ケーシングの加速度振動、バッテリー電圧と電流を計測している。2段ファン背後にダブルチャンバを設け、初段のオリフィス前後の差圧で流量測定を実施すると共に、後段のオリフィス口径を順次変えて流量を調整し、P-Qカーブを取得した。

3. 実験結果

図4～7に取得された回転数、全温度、静圧、流量の一例を示す。静圧で Vacuum Box とあるものは本試験装置を収めている真空チャンバ内の圧力である。真空チャンバ内は真空ポンプで常時ひいており、試験中も徐々に変化しているが、4-6 kPa の範疇で圧力比に大きな差異は認められなかった。(実際には圧力が低いほうが僅かに圧力比低下する。これはレイノルズ数の低下により粘性の影響が大きくなるためである。) 1段目手前では流れによる圧損で圧力は外部よりもかえって低下する。

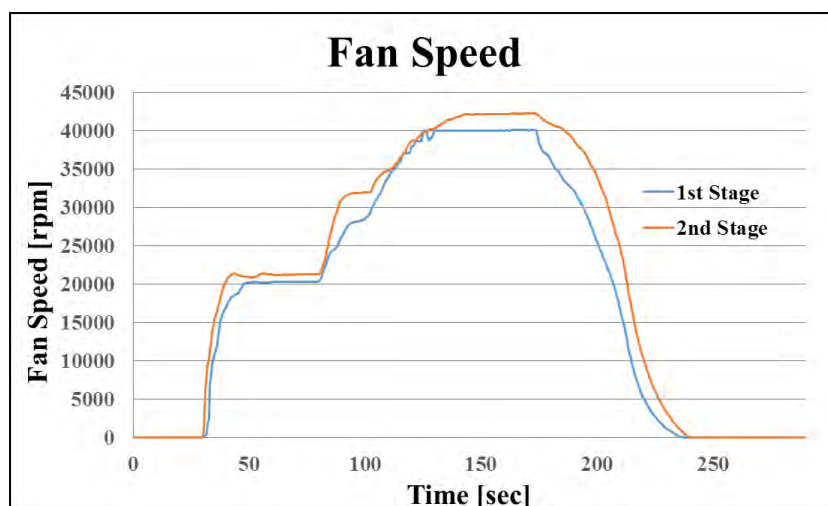


図4 回転数

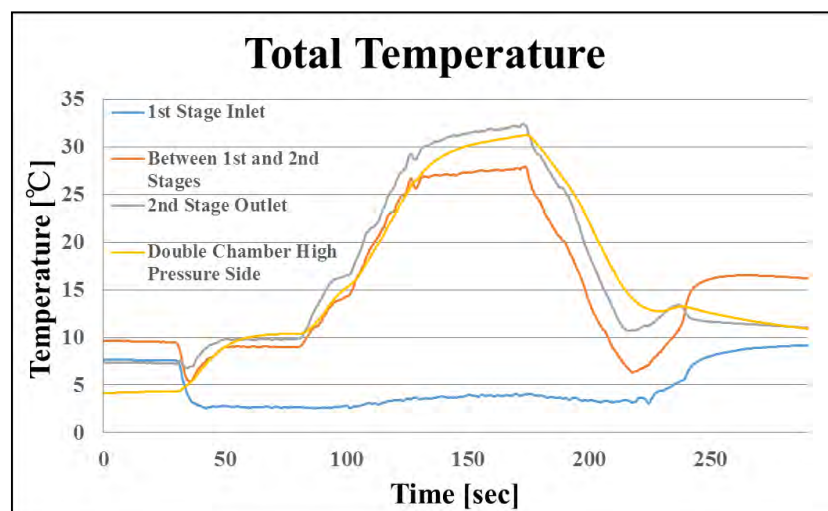


図5 全温度

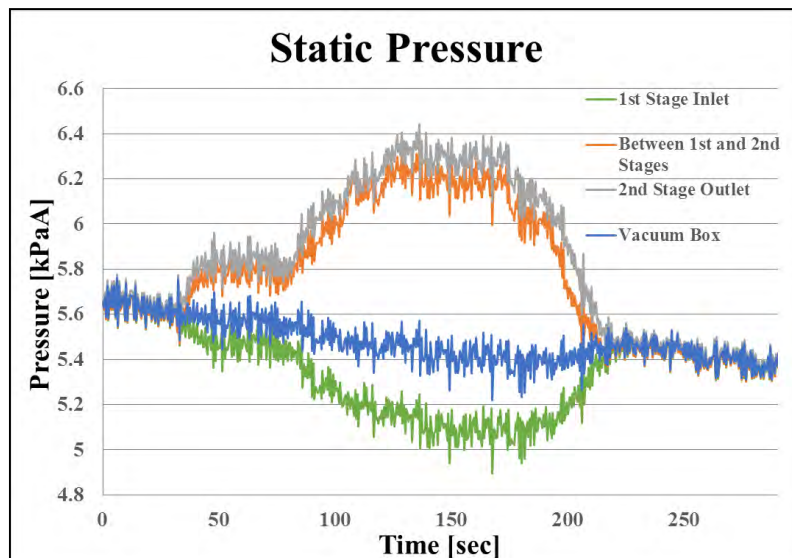


図6 静圧

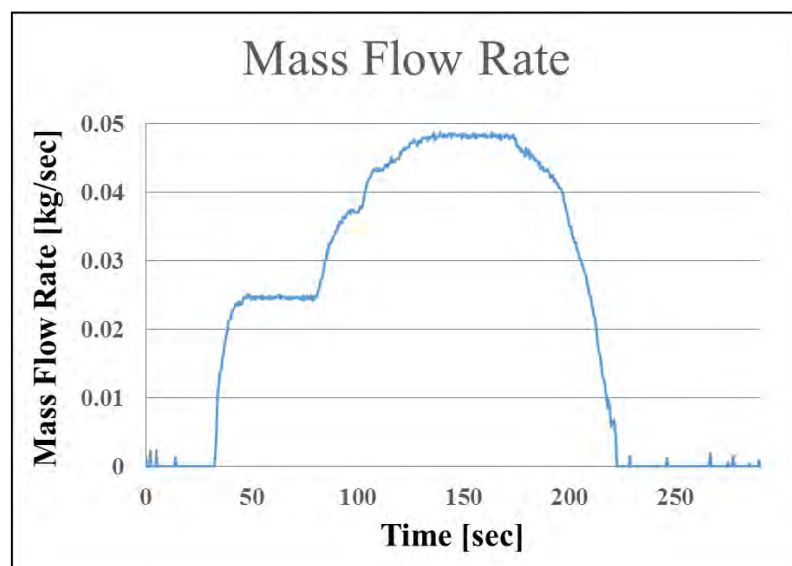


図7 流量

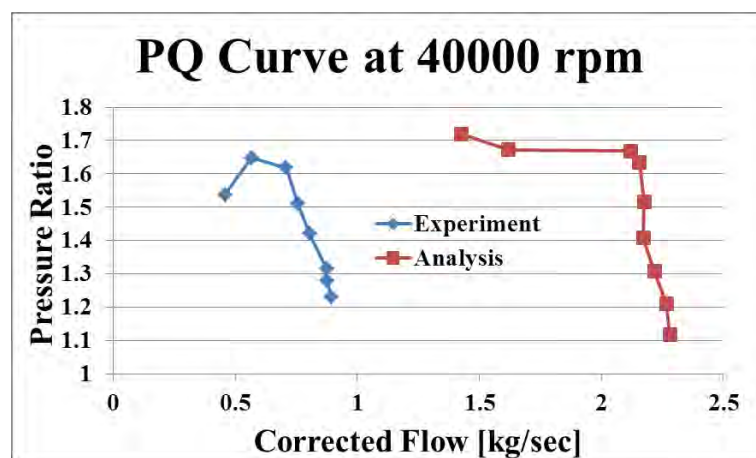


図8 P-Q カurve

図8に本試験で得られたP-Qカーブを示す。圧力比はANSYS CFXによる解析値とほぼ近いが流量レンジが大きく狂っている。これはダブルチャンバの長さを軸方向に大きく取れなかったため、静圧から流量を推算する際に大きな誤差があるのではないかと考えている。今後、ダブルチャンバの実流量キャリブレーションを実施したい。

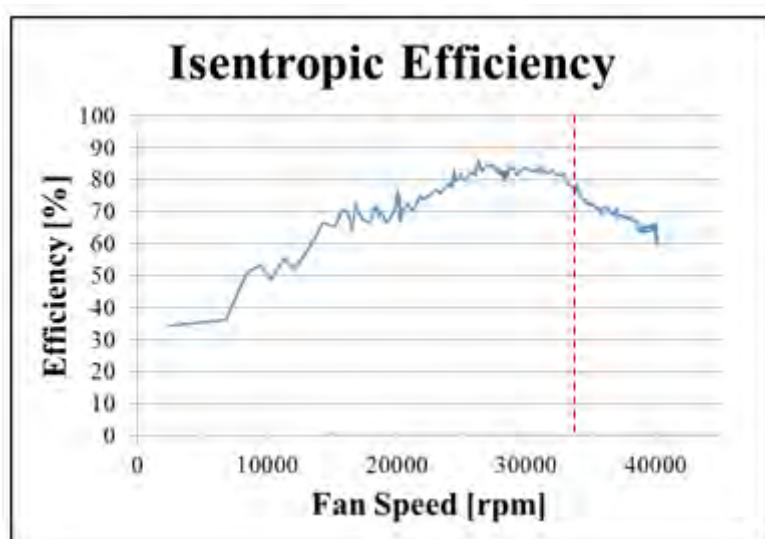


図9 ファン効率（1－2段の積）

ファン効率を図9に示す。これは1－2段の積として求めたものである。流量に大きな誤差があるため絶対値については要精査する必要がある。定性的には34000 rpmを境に効率が大きく低下していることがわかる。回転試験器からは34000 rpmを境に空力的に干渉しているような音が聞こえた。即ち、この辺りから一段目、二段目の周速の相対速度はマッハ1を超え、2段ファン翼において剥離等が発生している可能性が推察される。

4. CFD 解析

図10および図11に定格の50%および100%での2段目ファンにおけるマッハ数分布を示す。定格の50%では流れは概ね滑らかに（赤い部分は $M=0.75$ である）見えるが、定格の100%では前縁での不連続面とそれに伴う剥離が起こることが伺える。

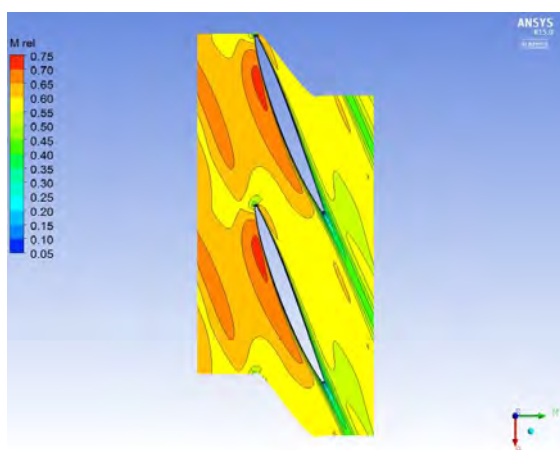


図10 21000 rpmでのマッハ数分布（CFD）

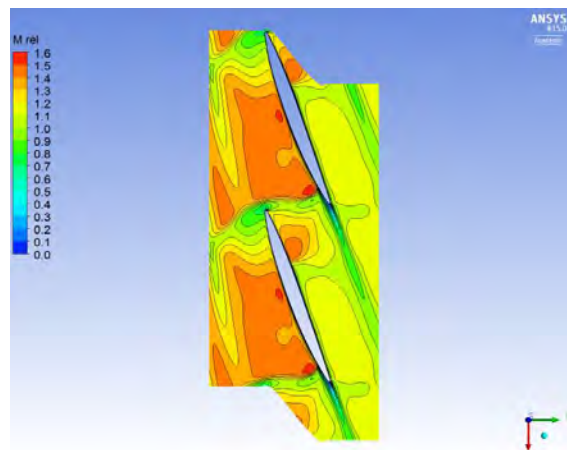


図11 42000 rpmでのマッハ数分布（CFD）

5. まとめと今後の予定

反転ファンの定格までの運転を実施し、予想されていた通り前後段の相対周速がマッハ1を超える34000 rpmあたりから効率の低下を確認した。効率の低下は急激にではなく、回転数の上昇と共にゆるやかに起こる。また、この時干渉音が観測される。CFD解析と実験結果は流量の点で良い一致を見ないものの、定性的には効率低下は2段目前縁でのショックの発生とそれに伴う剥離であることが原因とわかる。今後これを回避するには、Kerreblockらが採用した2段目翼での抽気、あるいはファン間距離を離すことによる干渉の緩和などが考えられる。回転数比の調整によってもいくらか緩和できる可能性がある。いずれにせよ、相対マッハ数が1を超える領域では効率低下を完全に防ぐことは難しく、低下を出来るだけ食い止める方策となるであろう。

参考文献

- [1] Xiao-He Yang, et. al., “Design of Two Counter-Rotating Fan Types and CFD Investigation of Their Aerodynamic Characteristics,” ASME 2011 Turbo Expo: Turbine Technical Conference and Exposition, 2011.
- [2] Ryojiro Minato, et. al., “Development of Counter Rotating Axial Fan Turbojet Engine for Supersonic Unmanned Plane,” AIAA2007-5023, 2007.
- [3] J. L. Kerrebrock, et. al., “Design and Test of an Aspirated Counter-Rotating Fan,” *Journal of Turbomachinery*, Vol. 130, Issue 2, 2008.
- [4] 立桶薫, 超音速軸流反転ファン実験装置の構築及び評価, 室蘭工業大学 2015 年度修士論文
- [5] 寺内美和, 反転ファンの周囲圧力の変化における性能特性の検討, 室蘭工業大学 2015 年度卒業論文

○中田 大将（航空宇宙機システム研究センター 助教）
笹尾 鎮矢（航空宇宙総合工学コース 博士前期1年）
小倉 達也（航空宇宙総合工学コース 博士前期1年）
堀尾 宗平（航空宇宙総合工学コース 博士前期1年）
安田 一貴（航空宇宙システム工学コース 学部4年）
東野 和幸（航空宇宙機システム研究センター 教授）

1. はじめに

室蘭工業大学航空宇宙機システム研究センターでは地上で高速度・高加速度環境を実現し、各種実証研究を実施出来る高速走行軌道実験設備の基盤研究を進めている[1-3]。2015年度は連結台車の実証[4]，クラスタハイブリッドロケットの推進剤安定供給に関する研究等を行った[5]。また，学内プロジェクト研究の一環としてミニオオワシ機体を搭載しての走行試験を実施した（図1）。



図1 ミニオオワシ搭載走行試験（2016年1月24日，RUN026）

2. 連結台車の実証

複数の台車を連結した場合のエンジン搭載台車から他への振動伝達率 Tr を実験的に調べたところ，各台車の固有振動数の違いにより $Tr > 1$ となるケースが見受けられた（図2）。タンクのスロッシング試験等振動を嫌うペイロードもあるため，これを抑制する設計が望まれる。台車ベース部に防振ゲルを搭載した場合，進行方向および軌道幅方向には振動がある程度抑制されるが，鉛直方向の振動はあまり抑制されなかった。

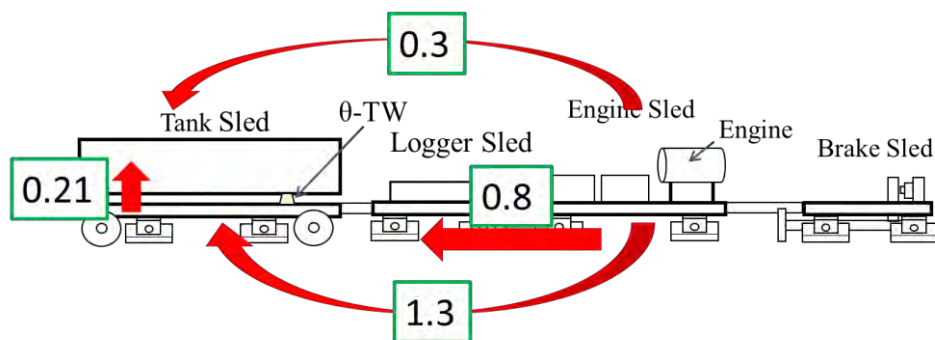


図2 連結スレッド間の振動伝達率

3. クラスタハイブリッドロケットの推進剤安定供給に関する研究

2014年度より図3に示すような統合型供給系（1つのタンク・バルブから複数グレーンに酸化剤を供給する）の実証を進めている。単一のバルブから複数グレーンに酸化剤を供給する例は世界的にも珍しく、基礎特性の評価を入念に行った。数値計算による事前解析では局所的なキャビテーションによる不等分配の可能性や、流量の時間変動の増大などが懸念される。

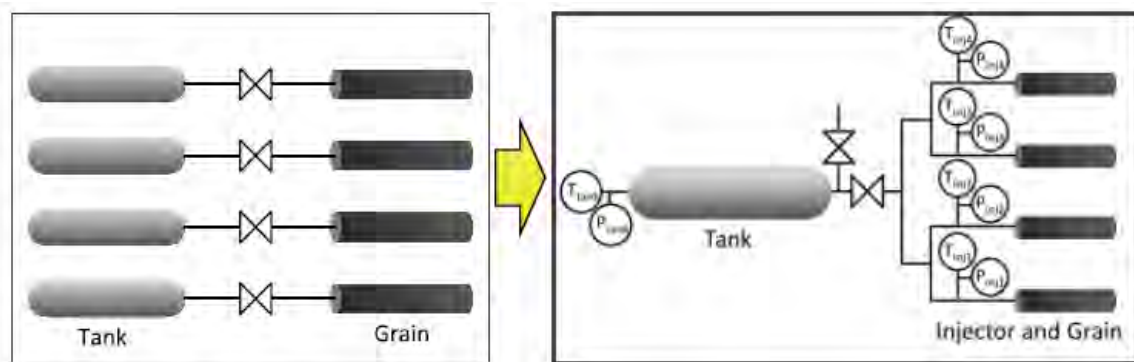


図3 統合型供給系の概念図

図4は酸化剤である亜酸化窒素のコールドフローテストの様子である。図5は地上燃焼試験の様子である。4つのインジェクタ圧は、ほぼ均等であることが確認された（図6）。また、時間変動も小さいことが確認された。



図4 亜酸化窒素コールドフローテスト



図5 ハイブリッドロケットクラスター燃焼試験（2015.8.29）

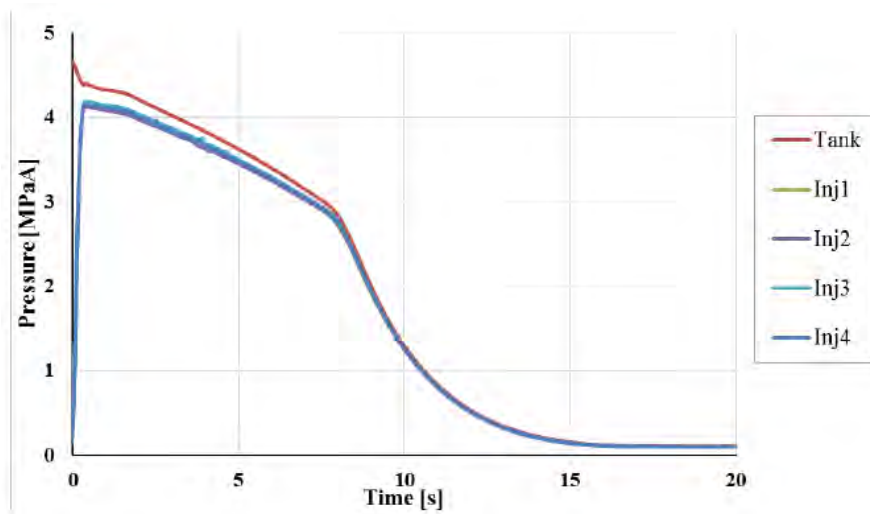


図6 燃焼試験時の各分岐ラインの圧力

4. 走行試験

基礎特性試験の成果を踏まえ、走行試験を実施した。図7に示す通り、ほぼ斉時の着火と均一な燃焼が確認された。最高速度は 150 km/h 程度であった。新型の酸化剤および電気信号ラインに関するアンビリカルについても問題ないことが実証された。



図7 走行時の機上搭載カメラからのロケット火炎画像

次いでミニオオワシ機体を搭載した走行試験を実施し（図8）、舵面にかかるヒンジモーメントについて計測した。（供試体側データの詳細は別稿で述べる）本走行試験ではピトー管による大気速度も併せて計測したが、加速度センサの積分値と比べ良い一致を見た。来年度以降、この種の走行試験を複数回実施予定である。



図8 走行時の機上搭載カメラからの供試体画像

参考文献

- [1] D. Nakata, A. Kozu, S. Yajima, N. Nishine, K. Higashino and N. Tanatsugu, “Predicted and Experimented Acceleration Profile of the Rocket Sled,” Transactions of the Japan Society for Aeronautics and Space Sciences Aerospace Technology Japan, Vol. 10, No. ists28, 2012, pp. Ta_1-Ta_5.
- [2] D. Nakata, K. Nishine, K. Tateoke, K. Higashino, N. Tanatsugu, “Aerodynamic Measurement on the High Speed Test Track,” Transactions of the Japan Society for Aeronautics and Space Sciences Aerospace Technology Japan, Vol.12, No.ists29, 2014, pp. Tg 5-Tg 10.
- [3] D. Nakata, N. Tanatsugu, K. Higashino, K. Higuchi, T. Tsuchiya T. Himeno, “Rocket Sled Track Facility as a Test Platform and a Launch Assist of Space Planes” Ground Based Space Facility Symposium, Jun. 2013, Paris.
- [4] 笹尾鎮矢, 高速走行軌道試験装置の台車振動に関する研究, 室蘭工業大学 2015 年度修士論文
- [5] 安田一貴, 堀尾宗平, 中田大将, 東野和幸, 渡邊力夫, クラスタ・ハイブリッドロケットにおける亜酸化窒素の分岐管流動特性, 日本航空宇宙学会北部支部 2016 年講演会

小型超音速飛行実験機のエアリアルールに基づく遷音速抗力の低減

○山崎 優樹（航空宇宙システム工学コース 学部 4 年）

溝端 一秀（航空宇宙システム工学ユニット 准教授）

1. はじめに

これまでの風洞試験とエンジンの熱サイクル解析によれば、第二世代超音飛行速実験機（オオワシ 2 号機）の M2011 空力形状（図 1）とガスジェネレータサイクルエアターボラムジェット（GG-ATR）エンジンの組み合わせにおける推力余裕（推力－抗力）は、遷音速域で不足するものと予測されている（図 2）. その改善策として、遷音速抗力低減のためのエアリアルール（Area Rule）に基づく形状修正が提案された[1]. 本研究では、第二世代実験機のさらなる推力余裕改善を目指して、さらに遷音速抗力低減が見込まれる形状を提案し、その効果を風洞試験と数値解析によって明らかにする.

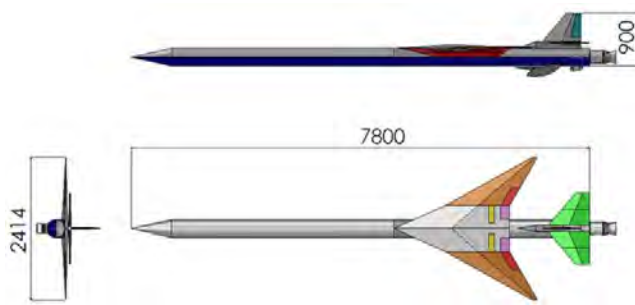


図 1 M2011 基本形状

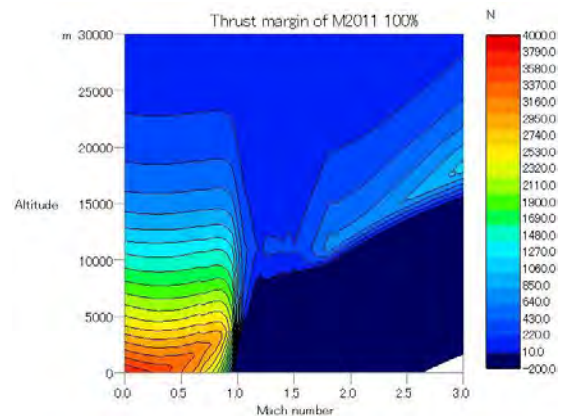


図 2 M2011 基本形状の推力余裕マップ

2. 理論と手法

エアリアルールは 1952 年に R.T.Whitcomb によって提唱された遷音速・超音速域の造波抗力を低減させる手法である[2]. 超音速流において任意の点で生じた微小圧力変化は円錐状に広がる（マッハコーン）. 機軸上の任意点から発するマッハコーンで機体を切断するとき、その断面積分布が、式(1) の Sears-Haack 曲線に一致するときに造波抗力が最小となる.

$$A(x) = \frac{16V}{3L\pi} [4x - 4x^2]^{3/2} \quad (1)$$

ここで、 x は機首からマッハコーン起源点までの距離を機体全長で無次元化した値、 V は機体体積、 L は全長、 $A(x)$ は x における機体断面積である[3]. 機体の断面積分布を Sears-Haack 曲線に近づけると造波抗力を低減できるものと期待されることから、形状修正を提案し、その効果を確認するために JAXA/ISAS の遷音速風洞を用いて風洞試験を実施する.

また、NASA で開発された造波抗力計算プログラム WAVEDRAG（NASA Langley Program D2500）を用いて造波抗力を推算する. その基礎式は以下の通りである.

$$D(\theta) = -\frac{\rho V^2}{4\pi} \int_{x_A(\theta)}^{x_B(\theta)} \int_{x_A(\theta)}^{x_B(\theta)} S''(x_1) S''(x_2) \ln|x_1 - x_2| dx_1 dx_2 \quad (2)$$

$$D_w = \frac{1}{2\pi} \int_0^{2\pi} D(\theta) d\theta \quad (3)$$

ここで、 x は任意の機軸位置、 S は機体断面積、 θ はロール角である。機首から後端までの断面積分分布を求め、式(2)によって抗力 $D(\theta)$ を計算する。更に機体をロールさせて (θ の値を何通りか設定して) 計算し、式(3)で平均化することによって造波抗力 D_w を計算する。解析結果と風洞試験結果を比較検討し、結果の整合性と抗力低減を確認する。

さらに、風洞試験による抗力データと、エンジンの熱サイクル解析による GG-ATR エンジンの定格回転 100% と 105% の推力データを用いて、式(4)から推力余裕 T_m を推算し、推力余裕マップを作成する。M2011 基本形状と修正形状を比較し推力余裕の程度を評価する。

$$T_m(H, M_\infty) = T(H, M_\infty) - \frac{1}{2} \rho_\infty(H) V_\infty^2 S C_{D0}(M_\infty) \quad (4)$$

エリアルールに則り、各々のマッハ数において理想形状に近づけるよう、M2011 形状を以下のように修正する。

- ① ノーズを鋭く尖らせる (ARNose-C)
- ② 主翼と尾翼の間の胴体に凸部を設ける (bulge-A,B)
- ③ 主・尾翼を機軸前方にずらす (翼前方移動)
- ④ 主翼翼根の胴体をくびれさせる (bottleneck)

M2011 基本形状の機体断面積分布を図 3 に示す。また設計点をマッハ 1.1 としたエリアルール適用形状の一例を図 4 に示す。

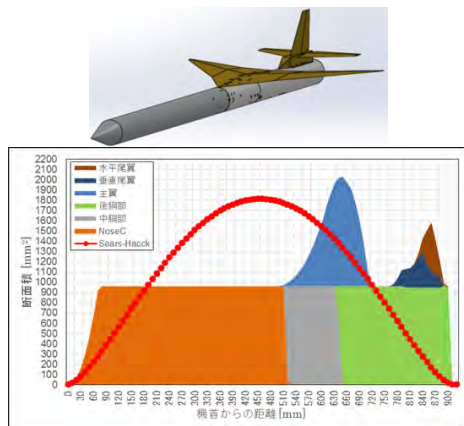


図 3 M2011 基本形状の断面積分布

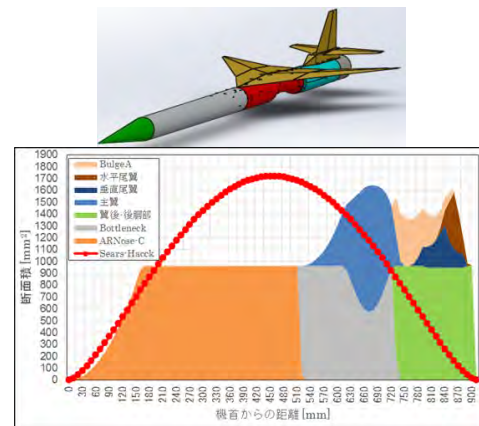


図 4 エリアルール適用形状の断面積分布

3. 風洞試験

3-1. 風洞試験装置

M2011 基本形状とエリアルール適用形状の空力特性データを取得するために JAXA/ISAS 所有の吹下し式遷音速風洞を用いて風洞試験を実施する。六分力内装天秤を用いて種々の空力を測定し、抗力係数を推算する。マッハ数は 0.7~1.3 のマッハスイープ、迎角は 0 deg. 固定とし、一様流全圧を 2.0 kgf/cm² とする。

3-2. 風洞試験模型

模型は第二世代実験機に対し縮小比 7/60 で設計・製作されている。エリアルール形状の模型は図 4 の形状を含めて 6 パターンである。模型の遷音速風洞への設置状況を図 5 に示す。



図5 風試模型の遷音速風洞への設置状況

4. 結果と考察

4-1. 風洞試験結果

迎角ゼロのマッハスイープ通風によって計測された抗力係数 C_D を図6に示す. また bottleneck の効果を検証するために bottleneck の有無による C_D の比較を図7に示す. 図6より, エリアルール適用形状はおおよそマッハ 1.0 以上において M2011 基本形状よりも抗力係数が小さくなっていることが判る. また, 設計点のマッハ 1.1 付近で M2011 基本形状と比較して最も抗力が低減されている. 図7より, マッハ 1.0 以上で bottleneck の効果によって大幅に抗力が低減していることが判る.

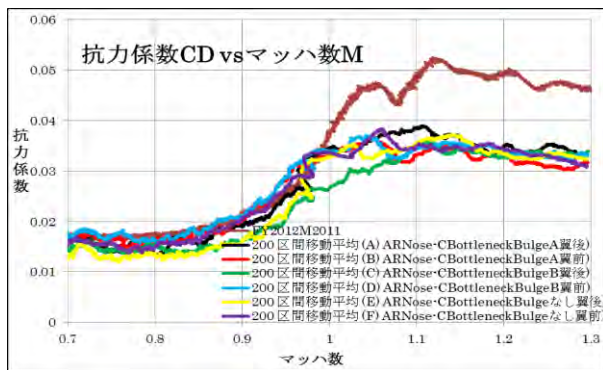


図6 風洞試験結果

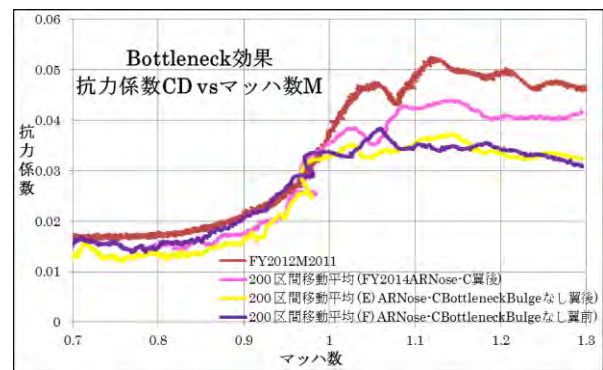


図7 風洞試験結果における bottleneck の効果

4-2. WAVEDRAG 解析結果

風洞試験結果と解析結果を翼後方, 翼前方, bottleneck 効果の三つのグラフに分けて図8~10に示す. ただし, WAVEDRAG では非粘性流れの造波抗力のみが推算されるのに比して, 風洞試験結果には粘性抗力と造波抗力の両方が含まれる. そこで風洞試験結果と比較しやすいように WAVEDRAG 解析結果を一定距離だけ平行移動させておおよその抗力係数値としている. 解析結果は風洞試験結果と概ね同等の傾向を示している.

またすべての解析結果を図11に示す. 同一形状に関するデータは同系色の線でまとめて表示している. 今回エリアルール適用形状の設計点をマッハ 1.1 にしているため, 風洞試験結果と同様にそのマッハ 1.1 付近で造波抗力が最も大きく低減されている. さらに, JAXA/ISAS 遷音速風洞では通風不可能なマッハ 1.3 以上の範囲を見ると, マッハ 1.4 まではすべてのエリアルール適用形状で造波抗力が低減されるが, マッハ 1.5 を超えると bulge を含む形状の造波抗力は低減されにくくなっており, 基本形状よりも造波抗力が大きくなる場合もある. このように設計マッハ数を外れると却って抗力増加につながる可能性があることに注意を要する. マッハ 1 から 2 までの全域で良好な造波抗力低減を達成できる推奨形状は, ARNose-C, bottleneck, bulge-A, および翼後方の組み合わせである.

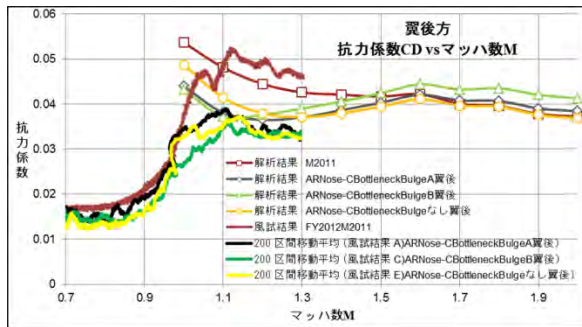


図 8 翼後方の風洞試験および解析の結果

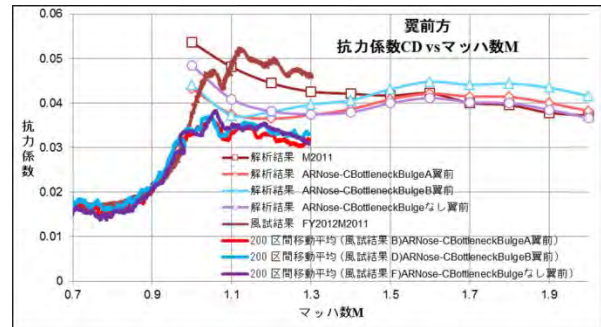


図 9 翼前方の風洞試験および解析の結果

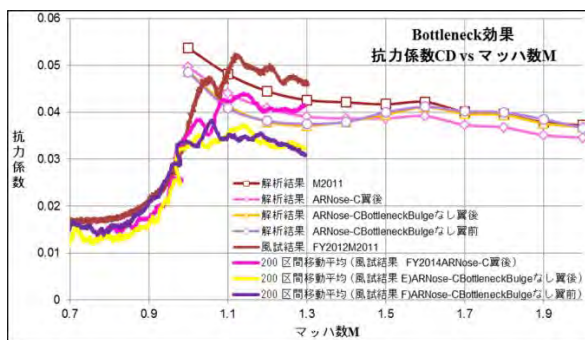


図 10 風洞試および解析における bottleneck の効果

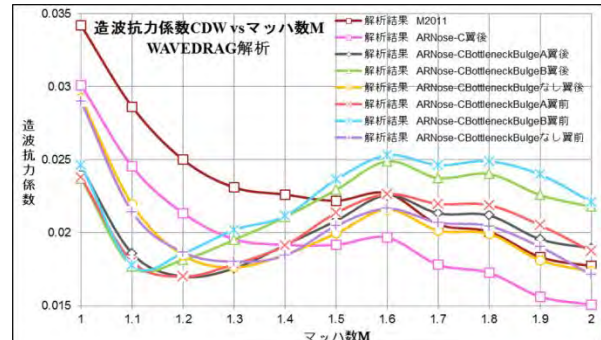


図 11 WAVEDRAG 解析結果の全体

4-3. 推力余裕マップ

上記のエリアルール準拠の推奨形状について推力余裕 T_m を図 12 に示す。図 2 の M2011 基本形状の推力余裕マップと比較すると、マッハ 1.0~1.5 の間で約 1000N の推力余裕の改善が図られている。

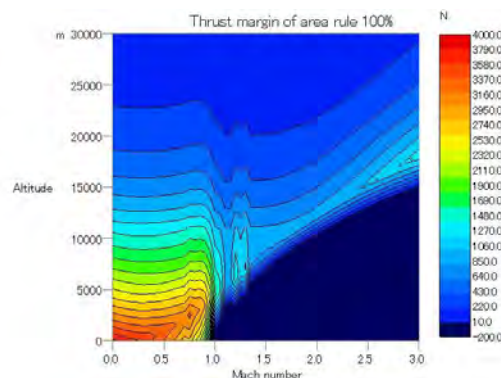


図 12 エリアルール準拠の推奨形状の推力余裕マップ

5. まとめ

M2011 基本形状の遷音速抗力低減を目的にマッハ 1.1 を設計点としてエリアルールに基づいた形状修正を行い、風洞試験と造波抗力解析を実施するとともに推力余裕マップで効果を検証した。その結果は以下の通りである。

1. M2011 基本形状と比べてエリアルール準拠形状はマッハ 1.4 以下の領域で抗力低減に資する。
2. 特に bottleneck によって大幅な抗力低減がなされる。

3. マッハ1から2までの全域で抗力低減効果が総合的に良好な推奨形状は, ARNose-C, bottleneck, bulge-A, および翼後方の組み合わせである.

参考文献

- [1] 大石栄, 溝端一秀, 「室工大第二世代超音速実験機の抗力特性の評価と抗力低減の試み」, 室蘭工業大学修士学位論文, 2014.
- [2] Jones, R. T., “Theory of Wing-Body Drag at Supersonic Speeds,” NACA Report 1284, Jan. 1956.
- [3] Palaniappan, K., Jameson, A., “Bodies having Minimum Pressure Drag in Supersonic Flow - Investigating Nonlinear Effects,” 22nd Applied Aerodynamics Conference and Exhibit, 16 - 19 Aug 2004.

小型超音速飛行実験機のロールレートによる動的空気特性

○石上 幸哉（航空宇宙総合工学コース 博士前期 1 年）

三浦 壮晃（航空宇宙総合工学コース 博士前期 1 年）

塩野 経介（航空宇宙システム工学コース 学部 4 年）

溝端 一秀（航空宇宙システム工学ユニット 准教授）

東野 和幸（航空宇宙機システム研究センター 教授）

新井 隆景（大阪府立大学 教授）

1. はじめに

M2011 空力形状を有する小型超音速飛行実験機（愛称オオワシ）の飛行性能予測のための 6 自由度飛行経路解析[1]や、自律的誘導制御系の設計のためには、姿勢変化速度（角速度）による空力特性，すなわち動的空気特性データが必要である．これまで 6 自由度飛行経路解析では静的風洞試験による空力係数・微係数と，理論解析による動的空気特性データを用いてきた．しかし，オオワシのクランクトアロー主翼周囲の流れでは大規模渦構造が卓越していることから，翼幅方向に均一な流れ場を仮定する従来の理論解析では不十分と推察される．そこで本研究では，M2011 空力形状におけるロール運動による動的空気特性を風洞試験によって明らかにする．

2. 動的空気特性の発生メカニズム

機体ロール軸に角速度 p [rad/sec] を与えると機体にはローリングモーメント，ヨーイングモーメント，横力の変化が生じ，これらの微係数はそれぞれ C_{lp} ， C_{np} ， C_{yp} と記される．各微係数の発生メカニズム[2]を図 1 に示す．機体に右ロール角速度を与えることによって左右翼に生じる相対流速ベクトルは図 1 (a) のようになり，これによって右翼に $+\Delta\alpha$ ，左翼に $-\Delta\alpha$ の迎角変化が生じ，左右翼の揚力は右翼 $>$ 左翼となるため，ロール運動を減衰するモーメントが発生する（ロールダンピング）．これを表す微係数が C_{lp} である．また図 1 (b) より右翼の揚力方向は前傾，左翼の揚力方向は後傾するため，ロール方向とは逆の方向にヨーイングモーメントが発生する（アドバースヨーの一種）．これを表す微係数が C_{np} である．主翼同様に垂直尾翼にも $\Delta\alpha$ の迎角が生ずるため，図 1 (c) のように垂直尾翼に横力が発生し，これを表す微係数が C_{yp} である．

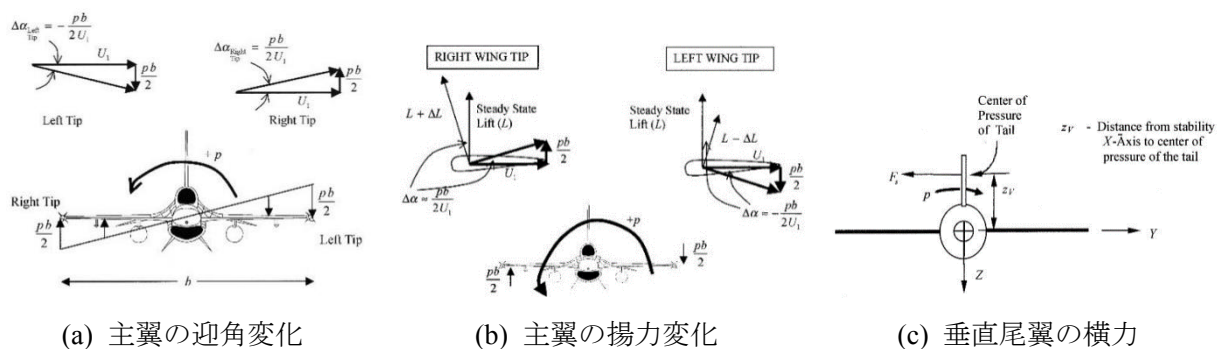


図 1 ロール角速度による空力の発生メカニズム

3. 風洞試験

3-1. 風洞試験装置

本研究の動的風試では大阪府立大の回流式亜音速風洞を用いる。また機体にロール角速度を与えるための駆動装置は、昨年度設計製作したものにポテンショメータを設置する等の改良を加えており、その概観を図2に示す。ポテンショメータはボックス内部でロール回転軸に設置されており、風試模型の正確なロール角およびロール角速度を計測できる。これらの機構は赤道儀に搭載され、任意のピッチ角・ヨー角を静的に与えることができる。風試模型とロール駆動装置を回流式低速風洞に設置した様子を図3に示す。



図2 ロール駆動装置の概観



図3 ロール駆動装置の風洞への設置($\theta = 15 \text{ deg}$)

3-2. 手法

風洞の通風条件は流速約 30 m/sec で統一し、ステッピングモータによって風試模型に与えるロール角速度 p は 7.2, 18, 36, 72, 144, 288, 432 deg/sec の 7 通りとする。ロール角範囲は左右に $\pm 90 \text{ deg}$ とし、ポテンショメータによって計測されたロール角の時間推移を図4に示す。また風試模型に与えるピッチ角 θ は 0, +5, +10, +15, +20 deg の 5 通りとする。

風試模型の重心はロール駆動軸すなわち胴体対象軸上に乗っていないことから、ロール駆動の際に重心に遠心力がはたらいて、これによる力成分が天秤信号に含まれる。また、模型にはたらく重力も天秤信号に含まれる。このような力成分を天秤信号から除去するために、通風時の天秤信号から無風時の天秤信号を差し引く。その結果として得られる空力係数を $C_{l_{measured}}$, $C_{n_{measured}}$, $C_{y_{measured}}$ とすると、以下の式が成り立つ:

$$C_{l_{measured}} = C_{l_{\beta}}\beta + C_{l_p}\dot{p} \quad \dots (1)$$

$$C_{n_{measured}} = C_{n_{\beta}}\beta + C_{n_p}\dot{p} \quad \dots (2)$$

$$C_{y_{measured}} = C_{y_{\beta}}\beta + C_{y_p}\dot{p} \quad \dots (3).$$

このように、風試による空力係数は β による成分（静的空力特性）と \dot{p} による成分（動的空力特性）の和と考えられ、これらを分離するには次の手順を採る。図5に示すように β を横軸、空力係数を縦軸に採るグラフを描き、その近似直線を求める。この近似直線の傾きが β による空力微係数 ($C_{l_{\beta}}, C_{n_{\beta}}, C_{y_{\beta}}$) に、縦軸切片が \dot{p} による空力係数 ($C_{l_p}\dot{p}, C_{n_p}\dot{p}, C_{y_p}\dot{p}$) に相当する。

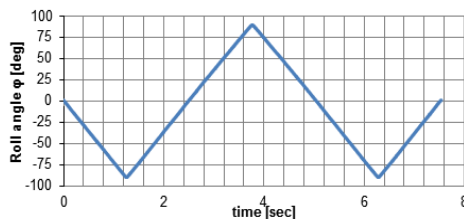


図4 ロール角の時間推移

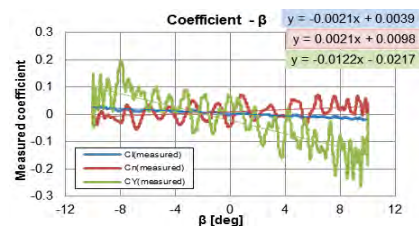
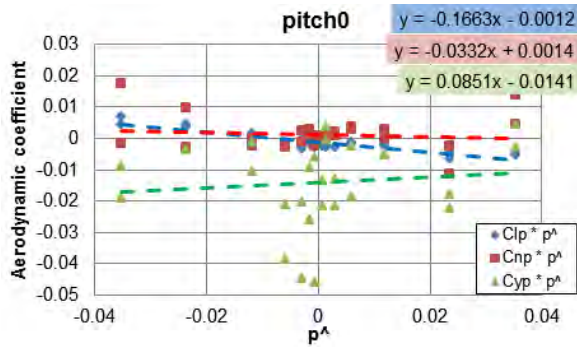


図5 計測された空力係数と β の関係

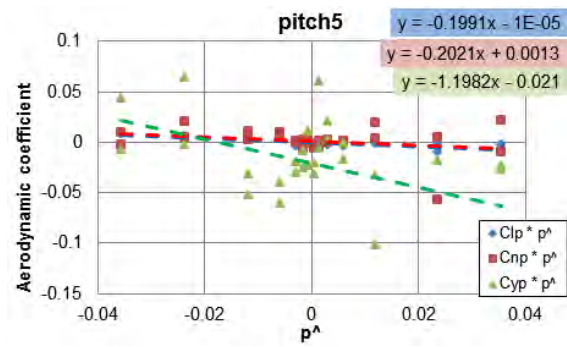
4. 風試結果と考察

4-1. ロール角速度による空力微係数の推定

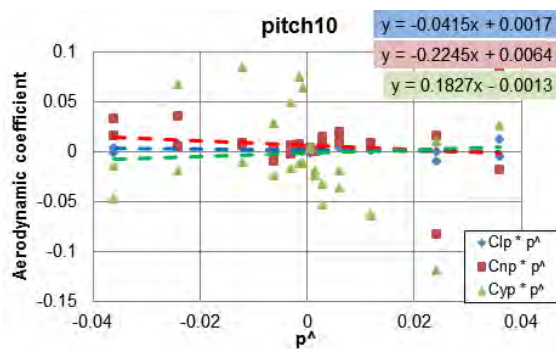
ピッチ角ごとに、横軸に無次元角速度 \dot{p} 、縦軸に \dot{p} による空力係数を採ったグラフを図6(a)~(e)に示す。グラフ内の破線はデータの近似直線であり、その近似式の傾きはそれぞれ C_{lp} , C_{np} , C_{yp} を表している。



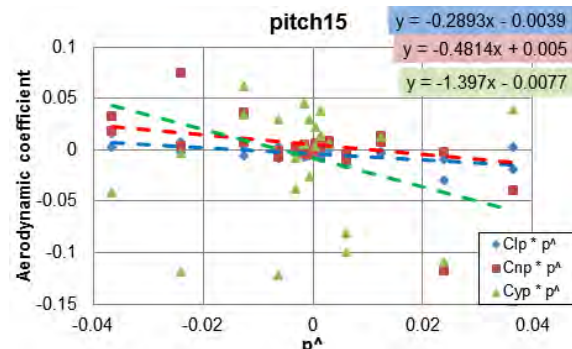
(a) $\theta = 0$ deg



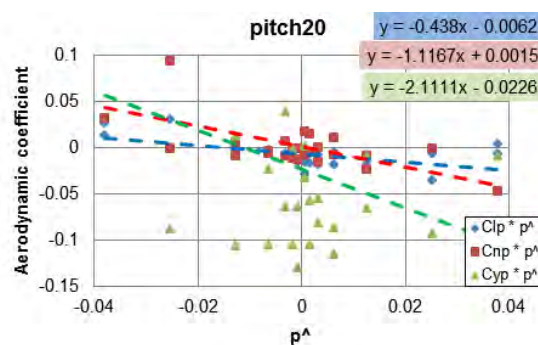
(b) $\theta = 5$ deg



(c) $\theta = 10$ deg



(d) $\theta = 15$ deg



(e) $\theta = 20$ deg

図6 各ピッチ角の C_{lp} , C_{np} , C_{yp}

4-2. ロール角速度による C_l

図6中の青色で示した近似式の一次係数が C_{lp} を表しており、いずれのピッチ角でも $C_{lp} < 0$ である。これより、M2011 空力形状は、ピッチ角 $0 \sim 20$ [deg]の範囲で常にロールダンピングを生ずる、と言える。

4-3. ロール角速度による C_l

図6中の赤色で示した近似式の一次係数が C_{np} を表しており、いずれのピッチ角でも $C_{np} < 0$ である。これは機体が右ロールしつつあるときに、機首を左に向けるヨーイングモーメントが生じるという事を示しており、アドバースヨー効果の一種である。これより、M2011 空力形状は、ロール運動によって常にアドバースヨーが生じる、と言える。

4-4. ロール角速度による C_y

図6中の緑色で示した近似式の一次係数が C_{yp} を表している。一般的に C_{yp} は微小ながらも負の値を採るとされている[3]が、図6で得られた値は有意に大きい。またピッチ角が大きくなると負の横力が増大する傾向がある。

4-5. 理論解析と風洞試験結果との比較

表1に理論値および風洞試験の結果($\theta=0$ deg)を比較する。 C_{lp} については、比較・検討のために主翼、水平尾翼、および垂直尾翼の効果を考慮した理論解析値を算出しているが、風洞試験結果は理論値の70%程度の値となっている。 C_{np} については、風試結果と理論値は正負が異なっている。しかし、発生メカニズムからすると、通常 C_{np} は負の値となるため、理論値が正確ではない可能性がある。 C_{yp} については垂直尾翼の効果がサイドウォッシュ効果よりも大きく影響したと考えられる。また、今回の風試データ解析においては通風時の天秤信号から無風時の天秤信号を差し引いているため、翼が静止空気を掻き分ける際に生ずる空気力も差し引かれている。この静止空気を掻き分ける際の空気力を考慮した空力微係数の計測・推定方法の確立が、今後の課題となる。

横滑り角に関する空力微係数について、静的風試（模型の姿勢を固定して計測を行う風試）と動的風試で得られた値を表1で比較する。ここで動的風試ではピッチ角を与えないと β が生じないため、 $\theta = 5[\text{deg}]$ のデータを用いている。静的風試と動的風試は概ね良好な一致を示している。

表1 理論解析と風試結果の比較

Derivatives		Theoretical or static	Experimental
C_{lp}	(W)	-0.2188	NA
	(W+HT)	-0.2359	NA
	(W+HT+VT)	-0.2445	-0.1663
C_{np}		0.0117	-0.0332
C_{yp}		Negligible	0.0851
$C_{l\beta}$		-0.1060	-0.1132
$C_{n\beta}$		0.1461	0.1543
$C_{y\beta}$		-0.6245	-0.8496

※W：主翼，HT：水平尾翼，VT：垂直尾翼

4-6. 各微係数とピッチ角

図7(a)(b)に各微係数とピッチ角の関係を示す。ロール角速度に関する微係数は、ピッチ角増加に伴い、負の方向へ増大する傾向がある。ただし $\theta = 10$ degのとき C_{lp} と C_{yp} の値が変動しているのがわかる。これはクランクトアロー翼特有の前縁剥離渦構造が左右翼で不均一となって機体の横

安定が失われたと推測される．横滑り角に関する微係数については， $C_{l\beta}$ はピッチ角に依存していないが， $C_{n\beta}$ はピッチ角が 18 deg 以上になると負へと転じ，風見安定が悪化すると言える．

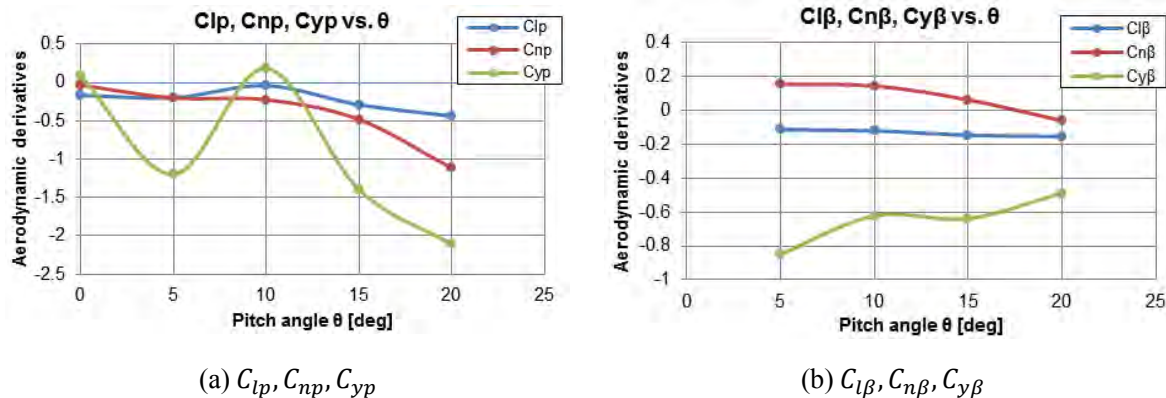


図7 各微係数とピッチ角の関係

4-7. ロール運動による微係数とロール角速度

次に C_{lp} , C_{np} とロール角速度の関係を図8(a)(b)に示す．図8(a)より，ロール角速度の概ね全域でロールダンピング効果が得られている．また図8(b)より， $\hat{p} = 0.02$ 以上になるとアドバースヨー効果が大きくなる傾向が確認できる． $\hat{p} \cong 0$ のとき各空力微係数の値はプラスマイナスに大きく振動する傾向が示されている．この原因として，まず， \hat{p} が小さい場合は天秤出力も小さく S/N 比が小さくなったことが考えられる．さらに，計測データの解析方法として通風時のデータから無風時のデータを差し引いているため，S/N 比の悪いデータの場合は所謂「桁落ち」が生じたものと推察される．これを如何に改善するかも，今後の課題である．

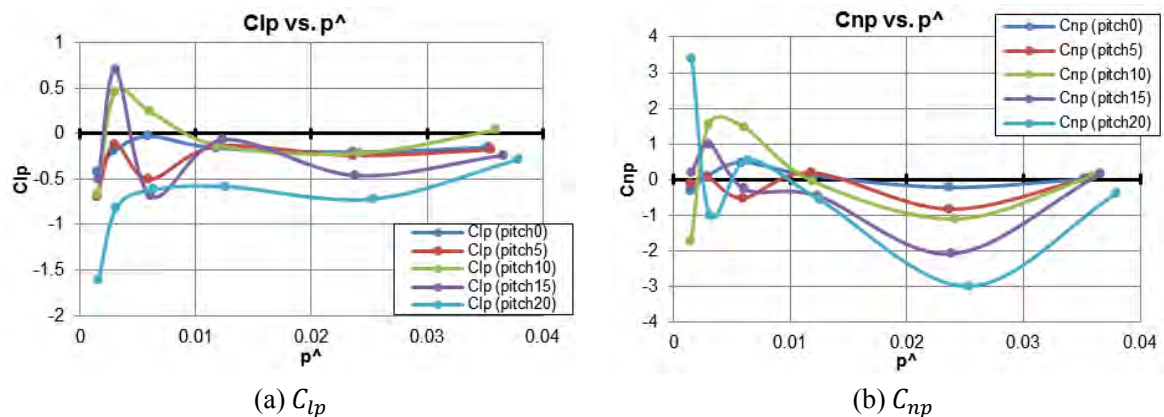


図8 ロール運動による微係数とロール角速度との関係

5. まとめ

室蘭工大の小型超音速飛行実験機の空力形状 M2011 について，風試模型をロール駆動しながらの亜音速風試によって，ロール角速度に起因する空力特性を計測した．その結果は以下の通りである．

- (1) ロール角速度による空力微係数 C_{lp} , C_{np} , C_{yp} は，理論とは異なる傾向を示した．
- (2) 横滑り角による空力微係数 $C_{l\beta}$, $C_{n\beta}$, $C_{y\beta}$ は，静的風試結果と概ね良く一致した．
- (3) ピッチ角増加に伴い，ロールダンピングとアドバースヨーの効果が増大し，風見安定性は悪化する．

ピッチ角を増やす時のロールダンピングやアドバースヨー効果の増大は、クランクトアロー主翼の周囲で卓越する前縁剥離渦流れの構造が変化することによるものと推察される。そのメカニズムの解明のために、今後、前縁剥離渦流れの可視化を実施する計画である。また、計測データの一層高精度な解析のために、静止空気を掻き分けることによる空気力を推定すること、ならびに重力および遠心力の影響の除去方法の改善が必要である。

参考文献

- [1] 近藤賢，溝端一秀，「小型超音速飛行実験機の飛行性能予測」，室蘭工業大学航空宇宙機システム研究センター年次報告書 2014, pp.60-65.
- [2] Yechout, T. R., Morris, S. L., Bossert, D. E., and Hallgren, W. F., “Introduction to Aircraft Flight
- [3] Etkin, B., and Reid, L. D., “Dynamics of Flight, Stability and Control,” third edition, Wiley, 1996.
- [4] 加藤寛一郎，大屋昭男，柄沢研治，「航空機力学入門」，東京大学出版会，2009.
- [5] Richmond P. Boyden., “Effects of Leading-Edge Vortex Flow on the Roll Damping of Slender Wings,” J. AIRCRAFT, VOL. 8, NO. 7, JULY 1971, pp.544.

小型超音速飛行実験機のピッチおよびヨーレートによる動的空気特性

○塩野 経介（航空宇宙システム工学コース 学部 4 年）

石上 幸哉（航空宇宙総合工学コース 博士前期 1 年）

溝端 一秀（航空宇宙システム工学ユニット 准教授）

東野 和幸（航空宇宙機システム研究センター 教授）

新井 隆景（大阪府立大学 教授）

1. はじめに

M2011 空力形状を有する小型超音速飛行実験機（愛称オオワシ）の飛行性能予測のための 6 自由度飛行経路解析[1]や、自律的誘導制御系の設計のためには、姿勢変化速度（角速度）による空力特性、すなわち動的空気特性データが必要である。これまで 6 自由度飛行経路解析では静的風洞試験による空力係数・微係数と、理論解析による動的空気特性データを用いてきた。しかし、オオワシのクランクトアロー主翼周囲の流れでは大規模渦構造が卓越していることから、翼幅方向に均一な流れ場を仮定する従来の理論解析では不十分と推察される。そこで本研究では、M2011 空力形状におけるピッチおよびヨー運動による動的空気特性を風洞試験によって明らかにする。

2. 試験方法

2-1. 試験装置

風試模型をピッチ又はヨー軸回りに往復運動させることができ、かつ風試模型の自重によるモーメントにも耐えうる機構を新たに構築する必要がある。そこで、図 1 のように、模型のロール角を 90 度変えることによってヨー、ピッチそれぞれの方向の角速度を与えられるようにする。また、図 2 のように駆動回転軸（赤緯軸）が実機の重心相当位置を通るように模型およびスティンダを配置し、ロータリーアクチュエータで赤緯軸を往復回転運動させる。赤緯軸の回転角を計測するために、赤道儀ケーシング内部にポテンショメータを設置する。

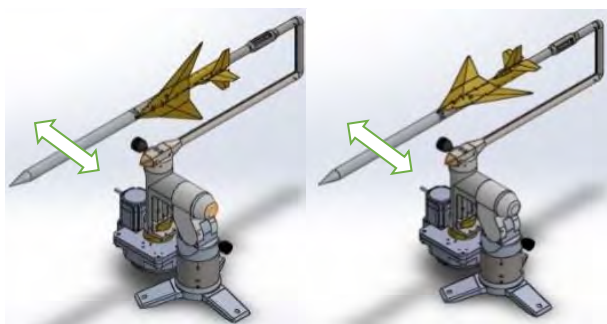


図 1 ピッチ・ヨー駆動装置の概観

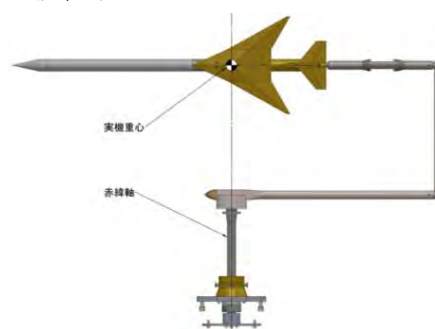


図 2 駆動装置の部分断面

2-2. 試験方法

この駆動装置を大阪府立大学の回流式亜音速風洞に設置して、模型を駆動しながら通風し、六分力内装天秤によって空気力を計測・解析する。その結果を理論解析と比較検証する。使用する風試模型は M2011 Nose-C 形状であり、主翼・尾翼に舵角は付けない。ピッチ駆動においては横滑り角 β を 0° , $+5^\circ$, $+10^\circ$ の 3 通りとし、ヨー駆動においては迎角 α を 0° , $+5^\circ$, $+10^\circ$, $+15^\circ$, $+20^\circ$

の5通りとする．さらにロータリーアクチュエータの駆動周波数を 300 Hz, 500 Hz, 1000 Hz, 2000 Hz, 2880 Hz の5通りとする．通風流速は約 20 m/sec とし，毎回の通風流速を熱線風速計で計測する．

風試の手順は以下の通りである．

- ① 駆動装置のアームに風試模型を取り付け，赤道儀のピッチ・ヨー角を調整する．
 - ② ロータリーアクチュエータの運転条件（角速度，加減速レート，回転量等）を設定する．
 - ③ ひずみアンプから電気較正信号を発生させて収録する（電気較正）．
 - ④ 無風状態でロータリーアクチュエータを駆動させ，天秤信号を収録する（予行運転）．
 - ⑤ すみやかに風洞を起動し，流速がおおむね一定になったらロータリーアクチュエータを駆動させ天秤信号を収録する（通風試験）．
 - ⑥ 通風終了後，模型の状態を確認する．
 - ⑦ 得られた③～⑤データを PC に保存し，解析する．
- ②から⑦を繰り返し，試験を行う．

3. 風試結果と考察

ピッチ駆動を例にとり，データの解析方法を以下に示す．

まず，図 3 に迎角 $\beta = 0$ ，駆動周波数 $f=1000\text{Hz}$ の条件で試験した際の収録データを示す．上記手順の③，④，⑤を通してデータ収録しており，それぞれ図中の A，B，C に対応する．凡例中の Move はロータリーアクチュエータのアクティブ／非アクティブを示すものであり，B，C の箇所で Move が山となっていることによってロータリーアクチュエータのアクティブ（駆動中であること）が示されている．

次に，C の箇所で計測された力・モーメントから模型の重力成分および遠心力成分を取り除くことによって，模型にはたらく空気力データが得られる．このために必要な模型の重心位置は，模型の 3DCAD モデルにおいて推定する．補正されたピッチ駆動のデータ解析例を図 4 に示す．縦軸に補正されたピッチングモーメント係数を取り，横軸に迎角 α をとり近似直線を描くと，近似直線の傾きが静的微係数 $C_{m\alpha}$ を表し，縦軸切片が動的なピッチングモーメント微係数 $C_{m\dot{\alpha}}\dot{\alpha} + C_{mq}\dot{q}$ を表す．

さらに，上記で得られた動的なピッチングモーメント微係数 $C_{m\dot{\alpha}}\dot{\alpha} + C_{mq}\dot{q}$ を縦軸にとり，無次元化角速度 \dot{q} を横軸にとったグラフを図 5 に示す．横滑り角 $\beta = 0, 5, 10^\circ$ の場合の近似直線を青，赤，緑で示しており，原点を通る赤直線は理論値を表している．これらの直線の傾きが動的微係数 $C_{m\dot{\alpha}} + C_{mq}$ を表しており，風試結果は理論値に概ね良く一致している．ヨー駆動時のデータもピッチ駆動と同様に解析できる．

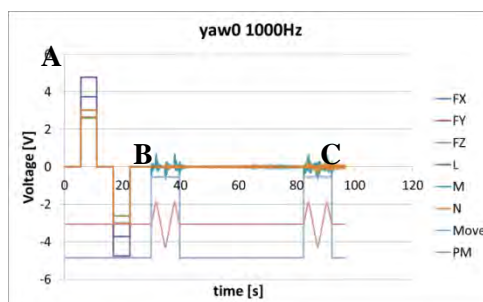


図 3 風洞試験で取得されるデータの例 ($\beta = 0, f=1000\text{Hz}$) ．

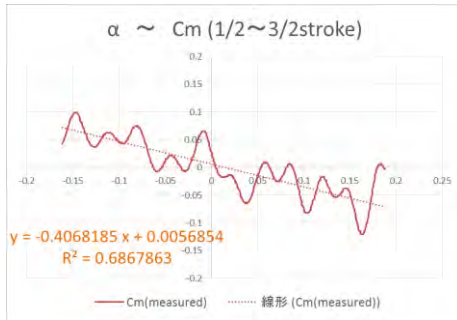


図4 ピッチングモーメント係数の解析例

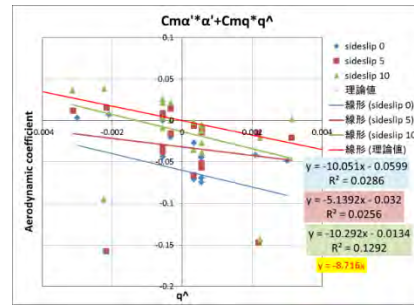


図5 $C_{m\dot{\alpha}}\dot{\alpha} + C_{mq}\dot{q}$ の解析

このようにして得られた静的微係数と動的微係数を図6から図12に示す。まず静的微係数については、図6より、 $C_{m\alpha}$ は、低角速度域で静的風試値より小さく、高角速度域では符号が変わってピッチング静安定が失われる。図7より、 $C_{l\beta}$ は、迎角 $\alpha = 0^\circ$ の時静的風試値に良く一致しているが、迎角が増えると $C_{l\beta}$ はマイナス側に大きくなり上反角効果が強まる。図8より、風見安定を表す $C_{n\beta}$ は、通常正であるが実験値はすべて負となった。図9より、 $C_{y\beta}$ はピッチ角0の時静的風試データに近い値となっている。

次に動的微係数については、図5中の近似直線の傾きである $C_{m\dot{\alpha}} + C_{mq}$ は理論値とほぼ一致しており、横滑り角によってあまり変化しないことがわかる。図10において、それぞれの近似直線の傾き C_{lr} は理論値より非常に大きい。ただし、この微係数の値を風洞試験によって求めることは非常に難しいと言われている[4]。図11において、それぞれの近似直線の傾き C_{nr} は正となっていることから、ヨー運動を増幅させる効果が現れている。図12において、それぞれの近似直線の傾き C_{yr} は $\alpha = 0^\circ$ の時理論値に近いが、迎角が大きくなると非常に大きくなる。これらの C_{lr} 、 C_{nr} 、 C_{yr} を迎角について整理したものが図13である。迎角10度までは、 C_{lr} 、 C_{nr} 、 C_{yr} は増加傾向にありすべて理論値より大きい。さらに、 C_{yr} は迎角15度で極大となっている。

最後に理論解析および風試による微係数の値の一覧を表1に示す。

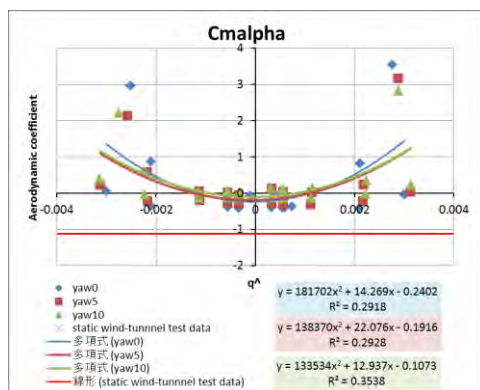


図6 $C_{m\alpha}$ vs \hat{q}

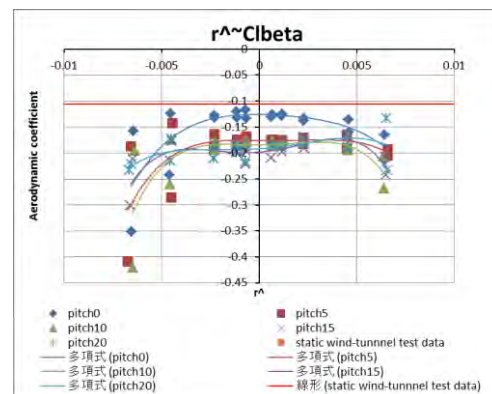


図7 $C_{l\beta}$ vs \hat{r}

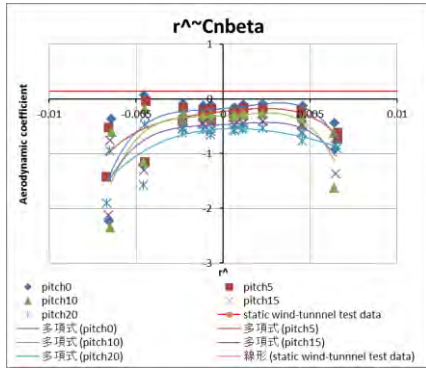


図 8 $C_{n\beta}$ vs \hat{r}

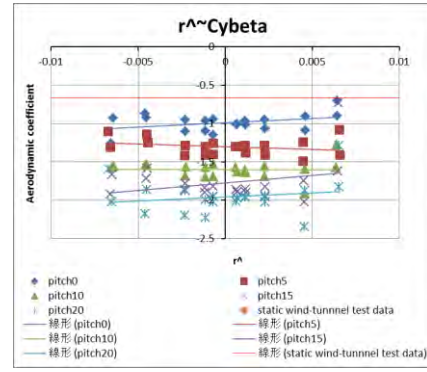


図 9 $C_{y\beta}$ vs \hat{r}

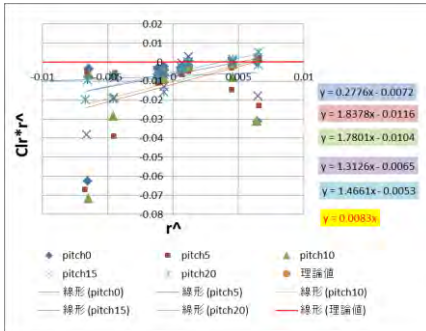


図 10 C_{l_r} vs \hat{r}

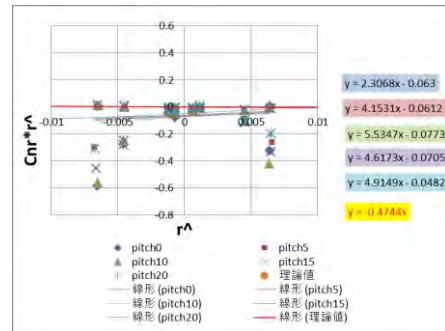


図 11 C_{nr} vs \hat{r}

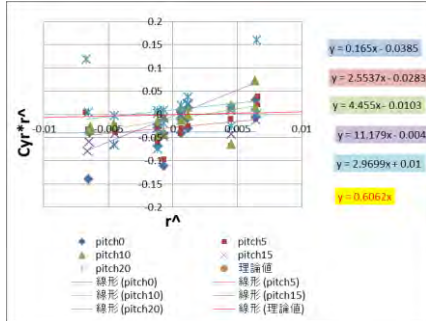


図 12 C_{yr} vs \hat{r}

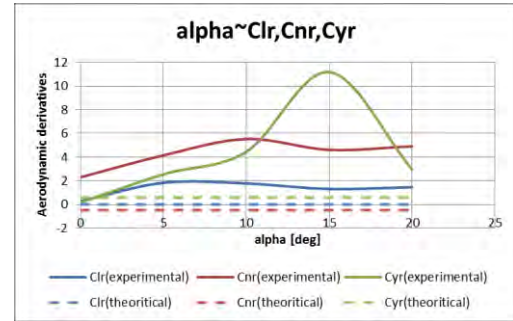


図 13 C_{l_r}, C_{nr}, C_{yr} vs α

表 1 ピッチ・ヨー角速度による空力微係数の理論値と風試結果の比較 ($\alpha = 0^\circ$, $\beta = 0^\circ$)

Derivative		Theory	Experiment
$C_{m\alpha}$	Static	-1.1158	-0.02166
$C_{m\dot{\alpha}} + C_{mq}$	Dynamic	-8.716	-4.779
$C_{l\beta}$	Static	-0.1060	-0.1547
$C_{n\beta}$	Static	0.1461	-0.3702
$C_{y\beta}$	Static	-0.6245	-0.9907
C_{l_r}	Dynamic	0.008304	0.04880
C_{nr}	Dynamic	-0.4743	-0.2486
C_{yr}	Dynamic	0.6062	0.2944

4. まとめ

M2011 形状の動的空力特性について、ピッチ・ヨー駆動装置を設計製作し亜音速風洞試験を実施して、ピッチ・ヨーに関する空力微係数を計測・推算した。その結果、以下のことが分かった。

- (1) ピッチ角速度を与えるとピッチング静安定が劣化する。
- (2) $C_{n\beta}$, C_{lr} は、理論値と大きく異なる結果となった。
- (3) そのほかのピッチ・ヨーに関する微係数は理論値と概ね良く一致した。

これらのことから、本研究のデータ解析手法は概ね妥当であると言える。また、角速度の大きい場合に、ノイズや模型の振動によって計測データのばらつきが大きくなった。今後は再現性確認のために風試を追加実施すると共に、高精度な重力・遠心力補正のための模型重心位置の正確な計測や、模型周囲の流れ場の可視化による流体力学的メカニズムの解明等を行う必要がある。

参考文献

- [1] 近藤賢，溝端一秀，「小型超音速飛行実験機の飛行性能の予測」，室蘭工業大学航空宇宙機システム研究センター年次報告書 2013.
- [2] 石上幸哉，溝端一秀，「室蘭工大の小型超音速飛行実験機の動的空力特性」，室蘭工業大学航空宇宙機システム研究センター年次報告書 2014.
- [3] 加藤寛一郎，大屋昭男，柄沢研治，「航空機力学入門」，東京大学出版会，2009.
- [4] Courtland D. Perkins, and Robert E. Hage, AIRPLANE PERFORMANCE STABILITY AND CONTROL, JOHN WILEY AND SONS, p.428.

小型超音速飛行実験機の姿勢変化レートによる動的空力の CFD 解析

○三浦 壮晃（航空宇宙総合工学コース 博士前期 1 年）

溝端 一秀（航空宇宙システム工学ユニット 准教授）

1. はじめに

風洞試験では、機体全体にはたらく空気力・空力モーメントが直接的に計測されるが、外部からのノイズや風洞壁等による流れの乱れなどの影響を免れることができず、計測された空力係数・空力微係数の妥当性を慎重に評価する必要がある。これを補完する手法として、流れ場の数値シミュレーション，すなわち CFD（Computational Fluid Dynamics）解析が有用である。そこで本研究では、第二世代オオワシの M2011 空力形状について、CFD 解析手法を整備し、風試の補完として動的空力特性を評価することを狙う。機体に角速度 p [rad/s] のロール運動を与えつつ CFD 解析によって機体周囲の流れを解き、重心周りのローリングモーメント係数 C_l ，ヨーイングモーメント係数 C_n ，横力係数 C_Y を推算し、その微係数 C_{l_β} ， C_{n_β} ， C_{Y_β} ， C_{l_p} ， C_{n_p} ， C_{Y_p} を求める。これを理論解析や風試による値と比較検証する。

2. 解析手法

2-1. 格子生成

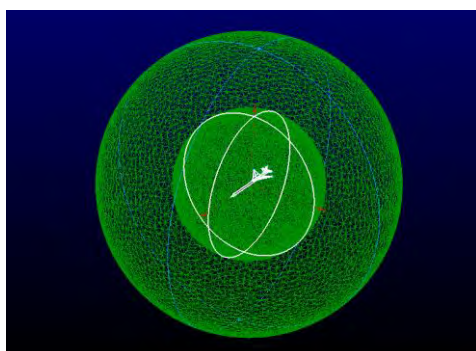
機体形状は M2011 Nose C 風試模型とし、その寸法は全長 910 [mm]，全幅 282 [mm] である。ノーズ先端には格子形状の歪みを防ぐために 0.1 [mm] の曲率半径を与える。外部圧縮性流れの球状領域の中央に機体を配置する。解析領域は直径 2 [m] と 4 [m] の二重球状とし、内側の直径 2 [m] の球内の格子は機体と共にロール運動する。格子生成には Pointwise を使用する。主要な境界条件と格子生成条件を表 1 および表 2 に、生成された格子を図 1 に示す。

表 1 境界条件

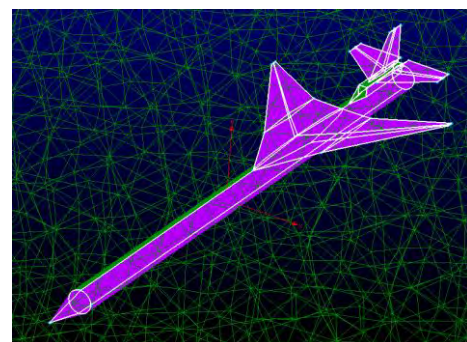
機体模型の表面	Wall
直径 2 [m] 球面	Interface
直径 4 [m] 球面	Pressure-far-field

表 2 格子生成条件

格子の種類	非構造格子
格子間隔	模型表面：1 [mm] 球面：円周上 60 [個]
セル数	4,410,700



(a) 外観図



(b) 拡大図

図 1 生成された格子

2-2. 流体解析

CFD 解析ソフトウェアとして ANSYS 社の Fluent を使用する．ピッチ角は解析領域の流入条件として与え，静圧と静温は風試と同条件とする．主要な解析条件を表 3 に示す．

表 3 CFD 解析条件

空間離散化手法	二次精度風上差分法
支配方程式	三次元 Navier-Stokes 方程式
流体	理想気体
粘性モデル	Sutherland
乱流モデル	Spalart-Allmaras
マッハ数	0.3

2-3. 無次元角速度 \hat{p}

無次元ロール角速度 \hat{p} は次式で表される．

$$\hat{p} = p \cdot \frac{b}{2U_0} \quad (1)$$

ここで， p ：有次元ロール角速度 [rad/s]， b ：翼幅 [m]， U_0 ：機軸方向の流速 [m/s] である．

風試の流速約 30 [m/s]に比して，CFD 解析上の流速は約 100 [m/s] としており，両者の無次元角速度 \hat{p} を一致させるように CFD 解析上の有次元角速度 p を設定する．その一覧を表 4 に示す．

表 4 風試と CFD 解析のロール角速度（ピッチ角 $\theta = 0$ [deg]の場合）

無次元角速度 \hat{p}	風試 p [rad/s]	CFD 解析 p [rad/s]
0.005914	1.260	4.200
0.01178	2.510	8.366
0.02361	5.030	16.77
0.03538	7.540	25.13

2-4. 空力微係数の算出方法

風試ではロール角 ± 60 [deg]の範囲で 2 往復のロール運動を与えているが，CFD 解析では一定の角速度で一方向に二周ロール回転させる．風試ではロール角ゼロの前後の計測値を採用しており，これに対応させて CFD 解析ではロール角 300 ～ 420 [deg]の範囲のデータを採用する．また，機体のピッチ角 θ は 0, 10, 20 [deg]の 3 通りとする．ここで， $\theta \neq 0$ [deg]の場合にロール角 φ を与えると，迎角 α に加えて横滑り角 β が生ずる．その換算式は以下の通りである．

$$\alpha = \tan^{-1} \left(\frac{\cos \varphi \sin \theta}{\cos \theta} \right) \quad (2)$$

$$\beta = \sin^{-1}(\sin \varphi \sin \theta) \quad (3)$$

さらに，ロール運動時の空力係数 C_l ， C_n ， C_Y は，横滑り角 β と無次元角速度 \hat{p} を用いて以下のように表される．

$$C_l = C_{l_\beta} \beta + C_{l_p} \hat{p} \quad (4)$$

$$C_n = C_{n_\beta} \beta + C_{n_p} \hat{p} \quad (5)$$

$$C_Y = C_{Y\beta}\beta + C_{Y\dot{p}}\dot{p} \quad (6)$$

これらの右辺の β 成分と \dot{p} 成分を分離するには次のような手順を採る. 図 2 に示すように縦軸を空力係数, 横軸を β とするグラフを描き, それらの近似直線を求める. この近似直線の傾きが β による空力微係数 ($C_{l\beta}, C_{n\beta}, C_{Y\beta}$), 定数項が \dot{p} による空力係数 ($C_{l\dot{p}}, C_{n\dot{p}}, C_{Y\dot{p}}$) に相当する. したがって, ロール運動を伴う CFD 解析によって $C_{l\beta}, C_{n\beta}, C_{Y\beta}, C_{l\dot{p}}, C_{n\dot{p}}, C_{Y\dot{p}}$ の 6 つの空力微係数が推定できる. ただし $\theta=0$ [deg] の場合は横滑り角 β が発生しないため $C_{l\beta}, C_{n\beta}, C_{Y\beta}$ は推定できない.

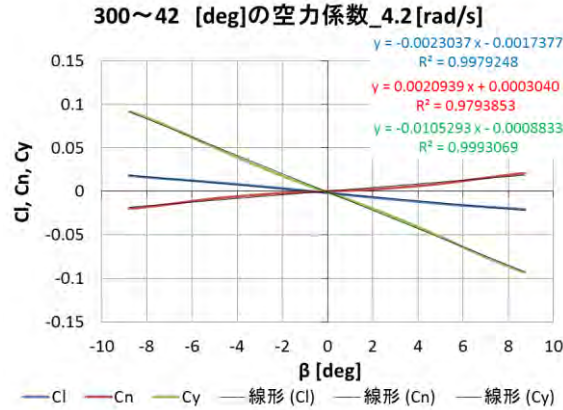
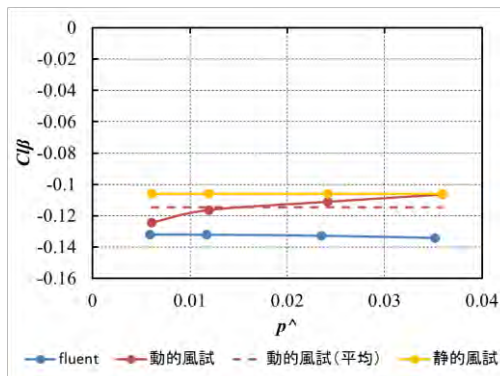


図 2 計測された空力係数と β の関係 (右ロール時)

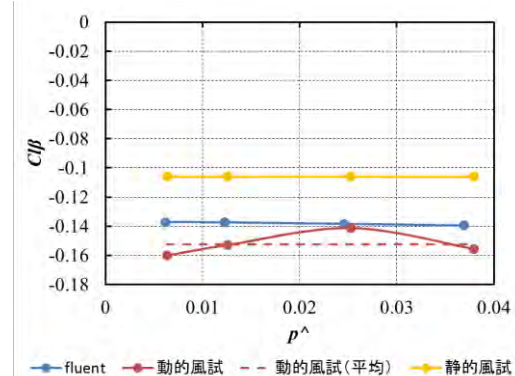
3. 解析結果

3-1. 静的空力微係数 ($C_{l\beta}, C_{n\beta}, C_{Y\beta}$)

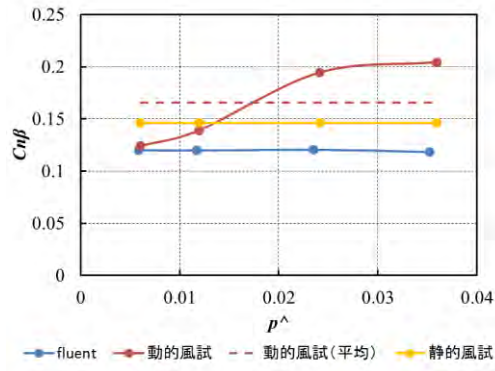
$\theta = 10, 20$ [deg] において横軸に \dot{p} , 縦軸に静的空力微係数 ($C_{l\beta}, C_{n\beta}, C_{Y\beta}$) をとったグラフを図 3 (a)~(f) に示す. 破線は動的風試データ全体の平均値を表す. CFD 解析では, \dot{p} の値によらずどの空力微係数も一定値を示している. また, $\theta = 20$ [deg] の $C_{n\beta}$ 以外は, CFD 解析, 動的風試, および静的風試の結果は概ね良く一致している.



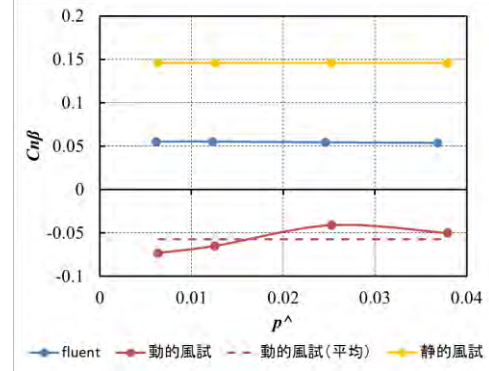
(a) $\theta = 10$ [deg] のときの $C_{l\beta}$



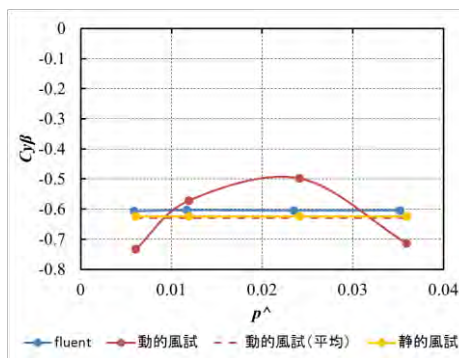
(b) $\theta = 20$ [deg] のときの $C_{l\beta}$



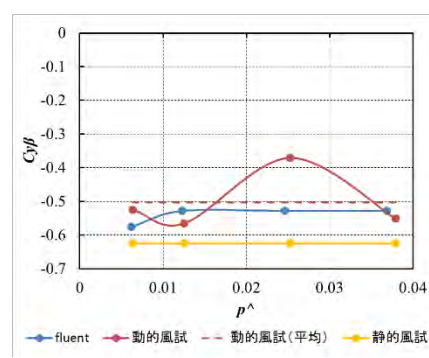
(c) $\theta = 10$ [deg]のときの $C_{n\beta}$



(d) $\theta = 20$ [deg]のときの $C_{n\beta}$



(e) $\theta = 10$ [deg]のときの $C_{Y\beta}$

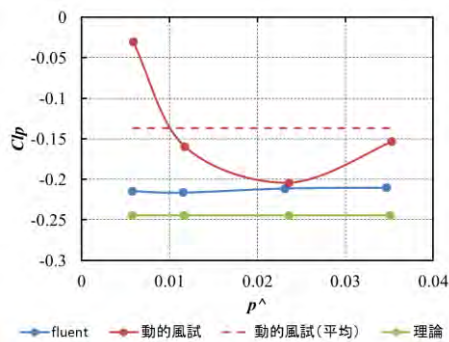


(f) $\theta = 20$ [deg]のときの $C_{Y\beta}$

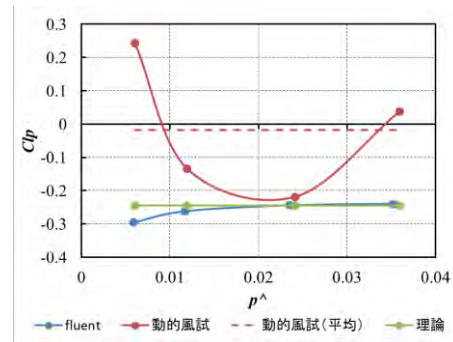
図3 静的空力微係数

3-2. 動的空力微係数 (C_{l_p} , C_{n_p} , C_{Y_p})

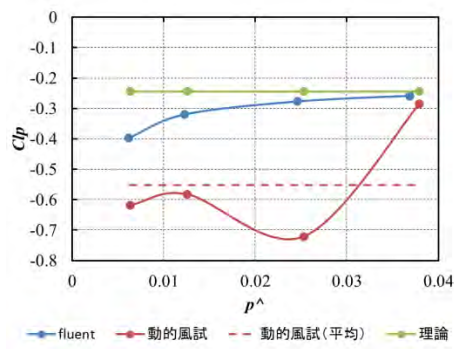
$\theta = 0, 10, 20$ [deg]において横軸に \hat{p} 、縦軸に動的空力微係数 (C_{l_p} , C_{n_p} , C_{Y_p}) をとったグラフを図4 (a) ~ (i)に示す。破線は動的風試のデータ全体の平均値である。CFD 解析結果は理論値と概ね良く一致している。一方、動的風試結果は、 \hat{p} の小さい領域および大きい領域でデータのばらつきが大きいように思われる。これは、 \hat{p} の小さい領域ではロール角速度に起因する空気力が小さいことから計測信号の S/N 比が劣化していること、さらに重力・遠心力の成分を除去するために通風運転データから予行運転データを差し引いており、それによって桁落ちが生じたためと推測される。また、 \hat{p} の大きい領域では、往復ロール運動の両死点の近傍での加減速によって模型が振動したためと推測される。



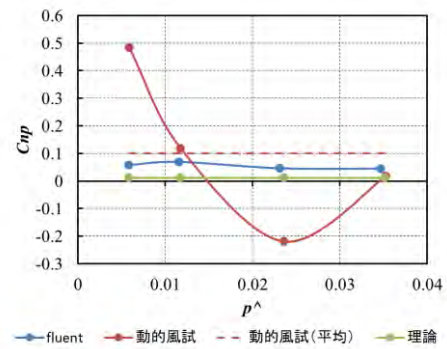
(a) $\theta = 0$ [deg]のときの C_{l_p}



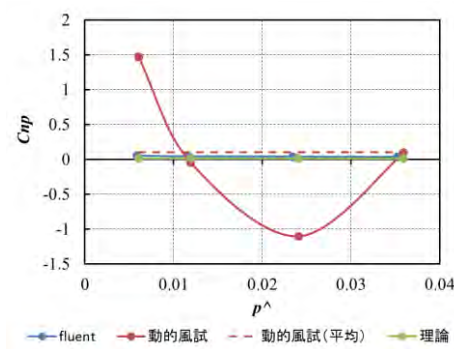
(b) $\theta = 10$ [deg]のときの C_{l_p}



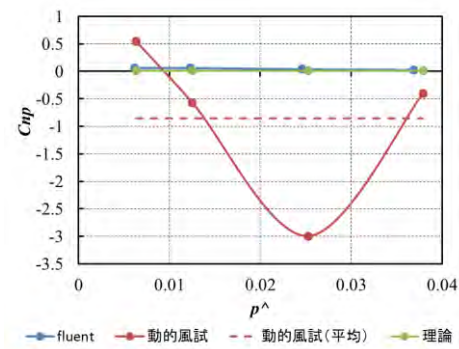
(c) $\theta = 20$ [deg]のときの C_{lp}



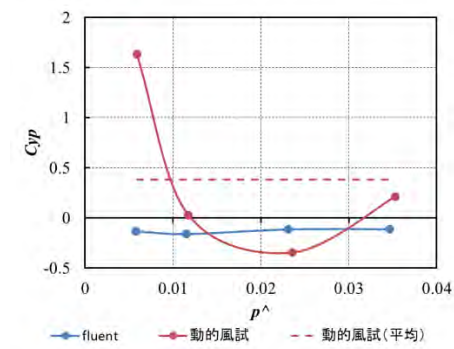
(d) $\theta = 0$ [deg]のときの C_{np}



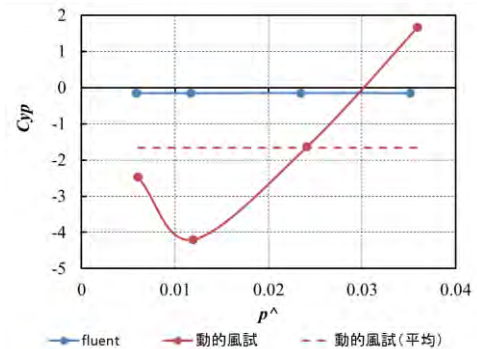
(e) $\theta = 10$ [deg]のときの C_{np}



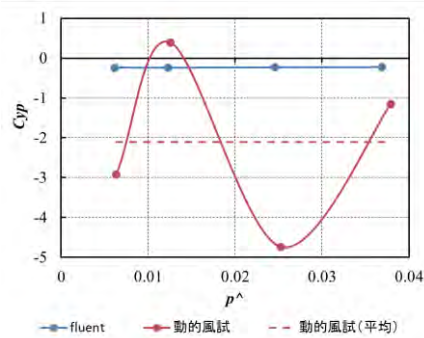
(f) $\theta = 20$ [deg]のときの C_{np}



(g) $\theta = 0$ [deg]のときの C_{Yp}



(h) $\theta = 10$ [deg]のときの C_{Yp}



(i) $\theta = 20$ [deg]のときの C_{Yp}

図4 動的空力微係数

3-3. CFD 解析, 理論解析, および風試結果の比較

$\theta = 0, 10, 20$ [deg]のそれぞれの場合の空力微係数の平均値を表 5～7 に示す. CFD 解析, 静的風試または理論値, および動的風試の 3 者の結果の一致具合はまちまちである.

表 5 $\theta = 0$ [deg]の場合の空力微係数

空力微係数	CFD 解析	理論値	動的風試
C_{l_p}	-0.213	-0.245	-0.137
C_{n_p}	0.0548	0.0117	0.100
C_{Y_p}	-0.132	0	0.381

表 6 $\theta = 10$ [deg]の場合の空力微係数

空力微係数	CFD 解析	静的風試または理論値	動的風試
C_{l_β}	-0.133	-0.106	-0.115
C_{n_β}	0.120	0.146	0.166
C_{Y_β}	-0.605	-0.625	-0.629
C_{l_p}	-0.260	-0.245	-0.0176
C_{n_p}	0.0427	0.0117	0.103
C_{Y_p}	-0.150	0	-1.66

表 7 $\theta = 20$ [deg]の場合の空力微係数

空力微係数	CFD 解析	静的風試または理論値	動的風試
C_{l_β}	-0.138	-0.106	-0.152
C_{n_β}	0.0547	0.146	-0.0572
C_{Y_β}	-0.540	-0.625	-0.503
C_{l_p}	-0.313	-0.245	-0.552
C_{n_p}	0.0468	0.0117	-0.855
C_{Y_p}	-0.233	0	-2.10

4. まとめ

小型超音速飛行実験機オオワシの空力形状 M2011 Nose C についてロール角速度を与えた場合の空力特性を CFD 解析によって評価した. その結果を風試データや理論値と比較した. 当面は三者の結果の相互一致度はまちまちであり, 今後の一層詳細かつ慎重な解析および風試が必要である.

参考文献

[1] 石上幸哉, 溝端一秀, 「第 2 世代小型超音速飛行実験機のロール運動による空力の計測」, 室蘭工業大学航空宇宙機システム研究センター年次報告書 2014, pp.53-56.

- [2] 石上幸哉, 溝端一秀, 東野和幸, 新井隆景, 「小型超音速飛行実験機のロール運動による空力特性」, 日本航空宇宙学会北部支部 2016 年講演会ならびに第 17 回再使用型宇宙推進系シンポジウム, 2016 年 3 月 9-10 日, 札幌市.
- [3] ANSYS, Inc., ANSYS FLUENT 12.1 チュートリアルガイド(2010), pp.109-139.
- [4] 「第一部 圧縮性流体と解析手法 アンシス・ジャパン(株)」
<[https://www2.ansys.jp/uscj/materials/seminar/compression/201105/Part-1\(A\).pdf?sc=5cs3k8k4p0visbnnf0b276jks5](https://www2.ansys.jp/uscj/materials/seminar/compression/201105/Part-1(A).pdf?sc=5cs3k8k4p0visbnnf0b276jks5)>, (参照日 2016 年 7 月 1 日)

第二世代小型超音速飛行実験機の舵面空力モーメントの計測

小林 洸一朗（航空宇宙システム工学コース 学部4年）

○溝端 一秀（航空宇宙システム工学ユニット 准教授）

1. はじめに

第二世代小型超音速飛行実験機（オオワシ）の翼の構造設計および舵面制御アクチュエータの選定のためには、飛行中に舵面にはたらく空力モーメント（ヒンジモーメント）の推定が必要である。これまで風試に供してきたサイズの模型（翼幅 28 cm）では舵面が小さすぎてロードセル等計測機器の設置が困難であることから、別途設計製作を進めている 1/3 スケール縮小機体（翼幅 80 cm）を用い、フルサイズ高速走行軌道装置（軌間 1.435 m，全長 300 m）によって地上走行することにより、舵面空力モーメントの実測を試みる。

2. 理論と手法

舵面ヒンジモーメントは、以下のヒンジモーメント係数 C_h によって評価できる：

$$C_h = \frac{H}{q S_e C_e} \quad (1)$$

ここで、 H はヒンジモーメント、 q は動圧、 S_e は舵面面積、 C_e は舵面の平均翼弦である。ヒンジモーメントは、舵面リンケージの引張圧縮力をロードセルで計測し、モーメントアーム長を乗ずることによって推算される。動圧は GPS 測位データまたは加速度データに基づく速度と大気密度から推算されるとともに、高速走行台車（スレッド）に別途設置されたピトー管によっても計測される。

実験装置の外観を図 1 に示す。第二世代小型超音速飛行実験機（オオワシ，M2011 形状）の 1/3 縮小機体の主要諸元は表 1 の通りである。翼はベニヤ板とバルサ板を用いた木質セミモノコック構造であり、胴体は GFRP 円筒の内部にベニヤ板のリングフレームを設けたモノコック寄りの構造である。この縮小機体は、外径 50 mm，長さ 2 m の挿入式スティング（SUS304）によって高速走行台車（スレッド）に搭載される。また、地面効果の影響を低減するために翼幅相当の距離（約 80 cm）をレール間の地面からとる。高速走行軌道装置は軌間 1.435 m，全長 300 m であり、台車には 4 基のハイブリッドロケットエンジンが搭載される。この台車には、防水ケースに入れた計測機器（鉛蓄電池，電圧変換器，データロガー）も搭載される。

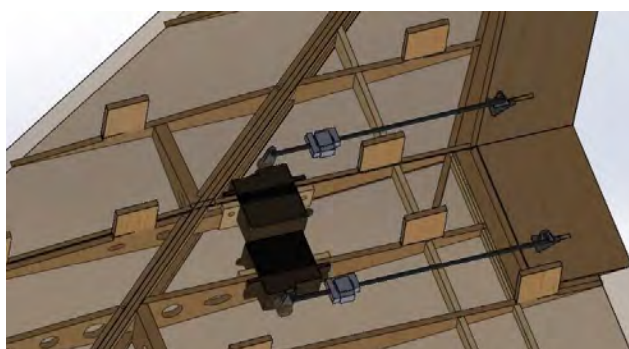
舵面リンケージの引張圧縮力の計測のために、図 2 のようにロードセルを設置する。舵面の操舵方向，設定舵角，およびロードセルの荷重方向を表 2 に示す。ロードセル信号は防水ケース内のデータロガーに収録される。縮小機体内部には GPS/慣性航法装置を搭載する。これは GPS 受信機，慣性センサー，および操舵信号収録ボードから構成され，GPS 測位データ（時刻，緯度，経度，高度），三軸の加速度，角速度および操舵信号を収録する。別途，台車にも加速度計が搭載される。



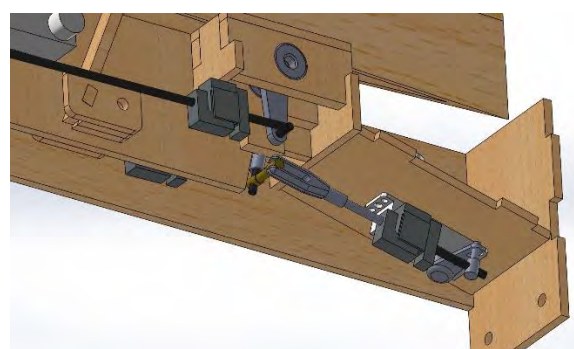
図1 高速走行台車に設置された 1/3 スケール縮小機体および計測機器

表1 第二世代オオワシ実機と 1/3 スケール縮小機体の諸元

Specification item	Full-scale vehicle	1/3-scale vehicle
Wingspan b [m]	2.41	0.803
Total length L [m]	5.8	1.93
Main wing area S [m ²]	2.15	0.239
Main wing MAC \bar{c} [m]	1.19	0.397



(a) 外翼フラッペロンと内翼フラップ



(b) エレボンとラダー

図2 操舵系とロードセルの設置の様子

表2 舵面の操舵方向，設定舵角，およびロードセルの荷重方向

Control surface	Movement	Deflection angle[deg.]	Load direction
Outboard flapperon	Up	25	Compressive
Inboard flap	Down	25	Tensile
Rudder	Right	35	Compressive
Eleven	Leading-edge down	15	Compressive

3. 結果と考察

台車搭載カメラで撮影された走行中の機体の様子を図3に示す．各舵面が正常に操舵されていることが確認できる．このあと，吹き流しの辺りから水ブレーキ区間となるが，水路の水位不足により水ブレーキの効きが弱く，軌道終端のバンジーロープによって減速・停止した．GPS 測位データに基づく速度推算値の履歴を図4に示す．最高速度は時刻6秒付近で約40 m/sである．試験時の大気圧は，気象庁公表値で約1000 hPa，気温は現場の実測値で約-2℃であり，これより大気密度は約1.285 kg/m³と推算される．

計測データより推算された各舵面のヒンジモーメントおよびヒンジモーメント係数の履歴を図5に示す．時刻は走行開始時点をもととしている．内翼フラップのデータは時刻8秒あたりで段になっているが，これは減速衝撃でロードセルのケーブルがデータロガーから抜けたためである．，各舵面のヒンジモーメントは，速度最高の時刻6秒付近で最大となっている．また，時刻4秒から6秒にかけてヒンジモーメント係数の値がフラットになっていることから，この2秒間の平均

値を採用し、その値を舵角 1 度あたりに換算したものを表 3 に示す。さらに、これらのデータをもとにしたフルスケール機の離陸条件（対気速度 80 m/s，最大舵角の操舵）でのヒンジモーメント推算値も表 3 に示す。

なお、エレボンの計測データのばらつきが大きいのは、エレボン系の操舵リンクージやロードセルの接続箇所に残っており、かつリンクージを圧縮する方向に操舵したため、接続箇所がぐらついたものと推察される。

4. まとめ

第二世代小型超音速飛行実験機（オオワシ）の舵面ヒンジモーメントを評価するために、1/3 縮小機体を設計・製作し、舵面リンクージにロードセルを搭載して高速走行軌道装置を用いて走行試験を実施した。計測データからヒンジモーメントおよびヒンジモーメント係数を推算し、実機の舵面ヒンジモーメントを推算した。今後、再現性確認のため、繰り返しの走行試験が必要である。また、実機のヒンジモーメントについて、今回は最大舵角までの操舵の可能性のある離陸時の条件で推算したが、離陸から亜音速・遷音速・超音速飛行さらに着陸といった一連の飛行の中で飛行動圧および所要舵角は刻々と変化する。そのため、各舵面のヒンジモーメントの最大値を推定するには、詳細な飛行シミュレーションを実施する必要がある。



図 3 走行中の機体の様子

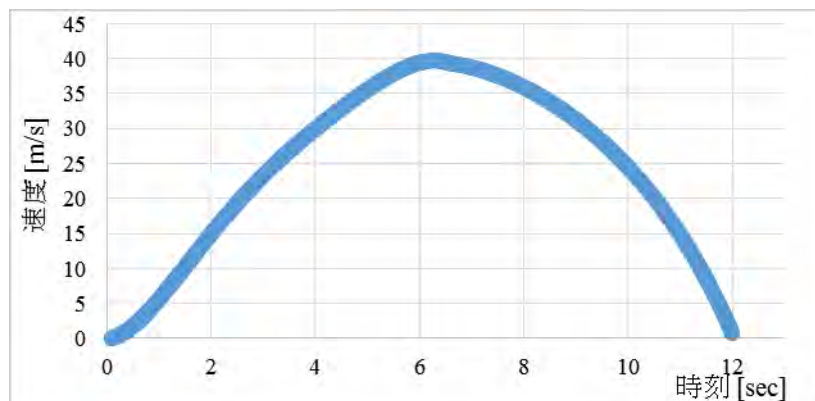
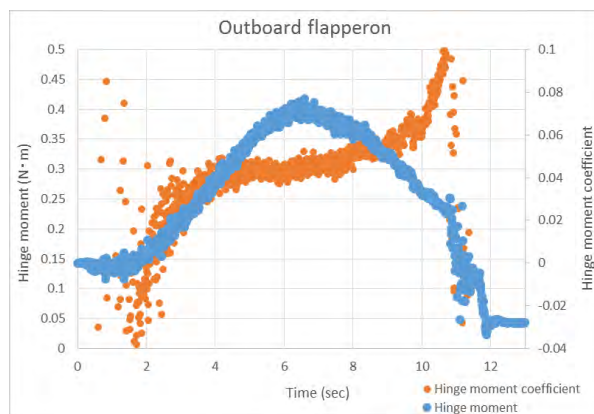
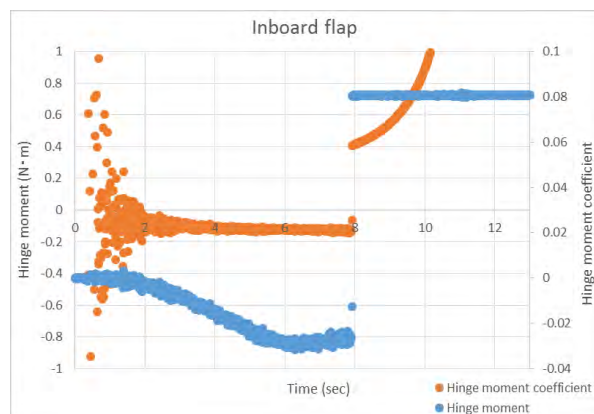


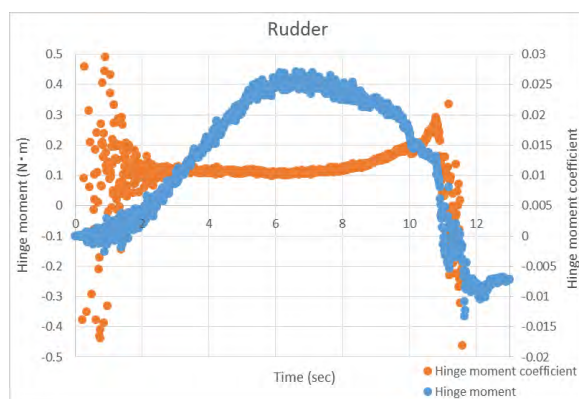
図 4 GPS 測位データに基づく走行速度の履歴



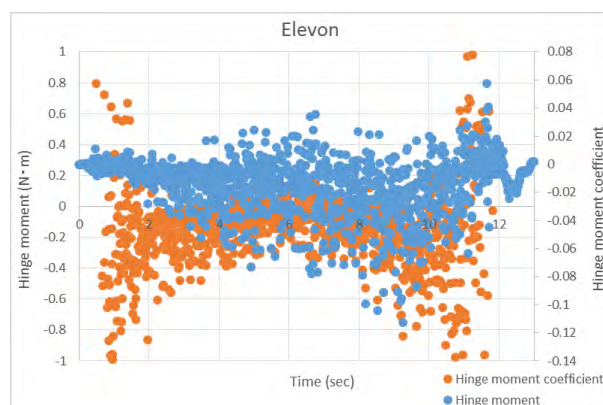
(a) 外翼フラPPERON



(b) 内翼フラップ



(c) ラダー



(d) エレボン

図5 ヒンジモーメントおよびヒンジモーメント係数の履歴

表3 舵面ヒンジモーメントの計測・推算のまとめ

Control surface	Hinge moment coefficient	Hinge moment derivative [deg ⁻¹]	Hinge moment of full-scale vehicle [N·m]
Outboard flapperon	0.283	0.0113	7.39
Inboard flap	0.145	0.00581	3.03
Rudder	0.0910	0.00260	2.62
Elevon	0.0197	0.00131	10.8

第二世代小型超音速飛行実験機の 1/6 スケール縮小機体の設計製作と簡易飛行試験

丹羽 斗志貴（航空宇宙システム工学コース 学部 4 年）

○溝端 一秀（航空宇宙システム工学ユニット 准教授）

1. はじめに

第二世代小型超音速飛行実験機（オオワシ）の推進系・構造系設計の進捗に伴って機体全長が従来の Nose-C 形状（全長 7.8 m）を越えて伸びる可能性が示唆されている。その場合、ピッチトリム性能や方向安定性の劣化が懸念されるところであり、早急な検証が求められている。そのための遷音速・超音速風試については、模型全長を Nose-C 形状より伸ばす事は ISAS 風洞の運用上の制限（模型支持スティングの油圧を切ったときに模型先端が風洞流路上壁に接触する）ゆえに困難であるため、別途の方法が必要である。

一方、オオワシの実際の飛行環境における空力特性・飛行特性を明らかにすることを狙って、繰り返し簡易に飛行試験を実施するための縮小機体の設計・製作を進めている。そこで、その一環として一層簡易な 1/6 スケール縮小機体を設計・製作し、無推力滑空飛行によってピッチトリム性能や方向安定性を検証することを試みる。

2. 機体の設計・製作

空力形状は、第二世代小型超音速飛行実験機の M2011 形状であり、縮小比は 1/6 である。製作および取り扱いの簡便なペーパークラフト機体とし、機体内部構造は、バルサ板・ベニヤ板から構造部材をレーザーカッターで精密に切り出して手作業で接着する。繰り返し飛行試験を行う上で機体の補修を容易にするために、また種々のノーズ長の影響を調べるために、主翼、水平尾翼、垂直尾翼、角台、後胴部、中胴部、および種々の長さの前胴部を容易に着脱できるように設計製作する。設計された機体の三次元モデルを図 1 に示す。また、オオワシ実機との比較で機体諸元を表 1 に示す。Nose-C 形状より全長の長い Nose-I、Nose-II 形状も設定しており、そのノーズ長の比較を図 2 に示す。機体の重心は、ノーズ長によらず主翼の峰の位置に固定する。そのための錘を搭載する。

製作された機体の外観を図 3 に示す。動画解析による飛行性能解析を容易にするために機首、両翼端、および垂直尾翼端に高輝度 LED を搭載している。乾燥質量は Nose-C が 179 g、Node-I が 187 g、Nose-II が 198 g となった。これに重心調整用の錘 65 g が付加された値が全備質量である。



図 1 1/6 スケール縮小機体の設計図面

表 1 オオワシ実機と 1/6 スケール縮小機体の諸元

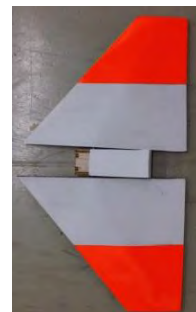
Specification item	M2011 Full-scale Vehicle	M2011 1/6-scale Vehicle
Wingspan [mm]	2413.5	402.3
Aspect Ratio	2.71	2.71
Main wing area [mm ²]	2148465	59679.6
Total length (Nose-A) [mm]	5800	966.7
Total length (Nose-B) [mm]	6800	1133.3
Total length (Nose-C) [mm]	7800	1300.0
Total length (Nose-I) [mm]	8622.0	1437.0
Total length (Nose-II) [mm]	9622.6	1603.7
Fuselage diameter(outside) [mm]	300	50



図 2 ノーズ長の比較



(a) 主翼



(b) 水平尾翼



(c) 機体の全体外観

図 3 製作された 1/6 スケール縮小機体

3. 理論と手法

機体全長が従来の Nose-C 形状（全長 7.8 m）を越えて伸びることによるピッチトリム性能および方向安定性を検証するため、上記の Nose-C、-I、および-II 形状の縮小機体を用いて、手投げ滑

空試験を実施し、飛行映像の目視観察によってピッチトリムと方向安定の有無を確認する．ノーズ長を変えても重心位置が変わらないよう、内蔵した錘の位置を調整する．すべての舵面は飛行中動かないようにテープで固定する．エルロンおよびラダーの舵角はゼロとし、エレベータ舵角を種々に調整しながら飛行試験を実施して、ピッチトリムを実現するエレベータ舵角を明らかにする．エレベータ舵角の設定の様子を図4に示す．

概ねピッチトリムが達成された飛行の映像からスナップショットを切り出し連結して連続画像としたものを図5に示す．定常滑空状態では方向安定性も概ね良好である事が分かる．



図4 エレベータ舵角の設定方法



(a) Nose-C



(b) Nose-I



(c) Nose-II

図5 手投げ滑空飛行試験の飛行軌跡

全可動水平尾翼の前縁を下げる方向をエレベータ舵角プラスとすると、重心周りのピッチングモーメント係数は

$$C_{M,cg} = C_{M,cg0} + C_{M,cg,\alpha} \cdot \alpha + C_{M,cg\delta_e} \cdot \delta_e \quad (1)$$

と記すことができる．また揚力係数は

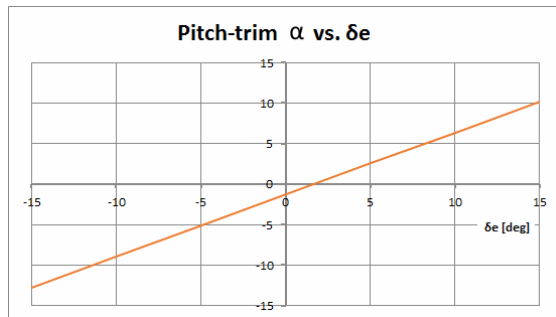
$$C_L = C_{L,0} + C_{L,\alpha} \cdot \alpha + C_{L,\delta_e} \cdot \delta_e \quad (2)$$

と表すことができる．重心周りのピッチングモーメント係数が 0，つまりピッチトリム状態での迎角は(1)式より

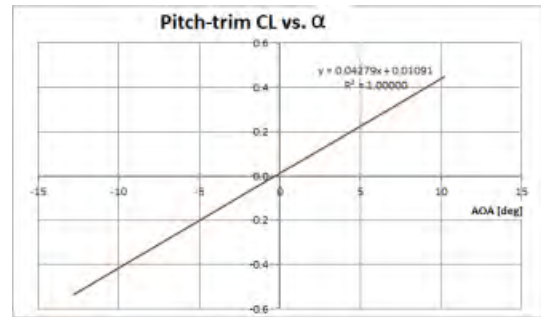
$$\alpha_{trim} = -\frac{1}{C_{M,cg,\alpha}}(C_{M,cg0} + C_{M,cg,\delta_e} \cdot \delta_e) \quad (3)$$

となる．この時の揚力係数は式(3)を式(2)式に代入することで求められる．

Nose-C 形状については，これまでの低速風試データより $C_{L,0}$, $C_{M,cg0}$, $C_{L,\alpha}$, C_{L,δ_e} , $C_{M,cg,\alpha}$, C_{M,cg,δ_e} が求められている．それを用いて，エレベータ舵角 δ_e に対するピッチトリム ($C_{M,cg} = 0$) 状態の迎角 α を求めると図 6 (a) のようになる．また，ピッチトリム状態における迎角 α と揚力係数の関係は図 6 (b) の通りとなる．水平尾翼前縁を下げる (エレベータ舵角 δ_e が増える) と迎角が増加し，揚力係数が大きくなることが定量的に分かる．ピッチトリムのためのエレベータ操舵によって全機揚力傾斜が 0.042/deg 程度まで減じることが分かる．



(a) エレベータ舵角 δ_e と迎角 α の関係



(b) 迎角 α と揚力係数の関係

図 6 Nose-C 形状のピッチトリム条件でのエレベータ舵角と迎角および揚力係数の関係

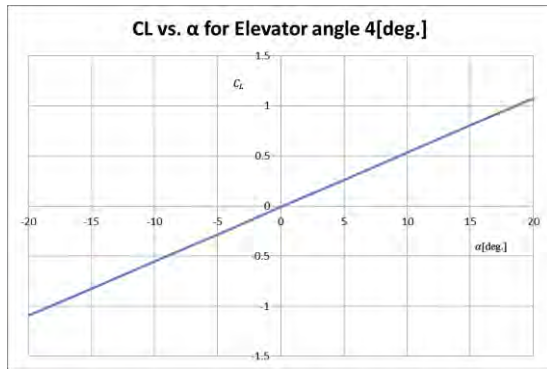
1/6 スケール縮小機体の飛行試験から，Nose-C 形状のピッチトリム時のエレベータ舵角は 4[deg.] であった．また風洞試験の結果より，このエレベータ舵角において各空力係数，空力微係数の値は以下の通りである．

$$C_{L,0} = -0.0097, \quad C_{M,cg0} = 0.0529, \quad C_{L,\alpha} = 0.0543 \left[\frac{1}{deg} \right], \quad C_{L,\delta_e} = -0.0089 \left[\frac{1}{deg} \right],$$

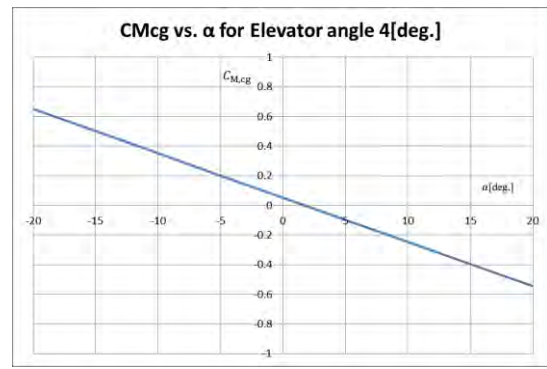
$$C_{M,cg,\alpha} = -0.0299 \left[\frac{1}{deg} \right], \quad C_{M,cg,\delta_e} = 0.0229 \left[\frac{1}{deg} \right]$$

これらの値をピッチトリム迎角の式(3)に代入すると $\alpha_{trim} = 4.83[deg.]$ となる．このピッチトリム状態での揚力係数 C_L は $C_L = 0.217$ となる．このエレベータ舵角 4[deg.] の場合の迎角 α と揚力係数 C_L やピッチングモーメント係数 $C_{M,cg}$ の関係を図 7 に示す．

また Nose-I および，Nose-II のピッチトリム状態のエレベータ舵角 δ_e は，それぞれ 2[deg.], -1[deg.] であった．縮小機体全長とピッチトリムのためのエレベータ舵角の関係を図 8 にまとめる．



(a) 迎角 α と揚力係数 C_L の関係



(b) 迎角 α とピッチングモーメント係数 C_{Mcg} の関係

図7 M2011Nose-C 形状のエレベータ舵角 4[deg.]の場合の揚力係数とピッチングモーメント係数

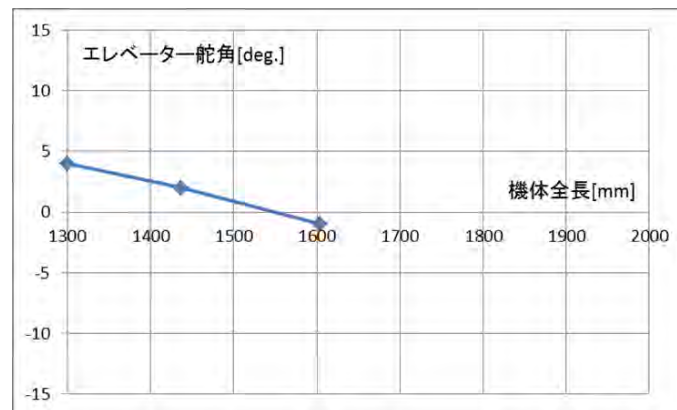


図8 縮小機体全長とピッチトリムのためのエレベータ舵角

4. 結論

本研究では M2011(第二世代オオワシ) 1/6 縮小機体を設計・製作し、手投げ発射による飛行試験を実施してピッチトリム性能に関するおおよその特性をとらえた。Nose-C では、エレベータ舵角 4[deg.]の時にピッチトリム状態となり、その際の迎角は 4.83[deg.]、揚力係数は 0.217 と推定された。さらに、Nose-I (実機全長 8.6 m) はエレベータ舵角 2[deg.]、Nose-II (実機全長 9.6 m) は-1[deg.]の時にピッチトリム状態となることが明らかになった。

これらの飛行試験結果よりノーズが長くなるほど頭上げとなる傾向がみられるものの、実機サイズでは全長約 9.6 m までのピッチトリム性能およびピッチトリム周辺状態での方向安定性が確認された。

第二世代小型超音速飛行実験機の展示用縮小機体の設計製作

小林 洸一朗（航空宇宙システム工学コース 学部 4 年）

○溝端 一秀（航空宇宙システム工学ユニット 准教授）

1. はじめに

第二世代小型超音速飛行実験機（オオワシ）の実際の飛行環境における空力特性・飛行特性を明らかにすることを狙って、繰り返し簡易に飛行試験を実施するための縮小機体の設計・製作を進めている。その前段階として、飛行用と概ね同等の展示用機体を製作し、「東京エアロスペースシンポジウム 2015」（2015 年 10 月 14 日～16 日、東京ビッグサイト）にて展示した。

2. 機体の設計・製作

この展示用縮小機体の空力形状は、第二世代小型超音速飛行実験機の M2011 形状（ノーズ A）であり、縮小比は 1/3 である。その設計図面を図 1 に示す。機体内部構造の主要な製作手法として、ベニヤ板・バルサ板から構造部材をレーザーカッターで精密に切り出し、手作業で接着している。翼前後縁や舵面は、厚手バルサ板から手作業で削り出している。一方、翼面外皮は厚さ 1mm のバルサ板、胴体外皮はグラスファイバークロス・バルサ薄板のサンドイッチ材とエポキシ樹脂による FRP 円筒である。表面仕上げはオラカバフィルム貼付である。

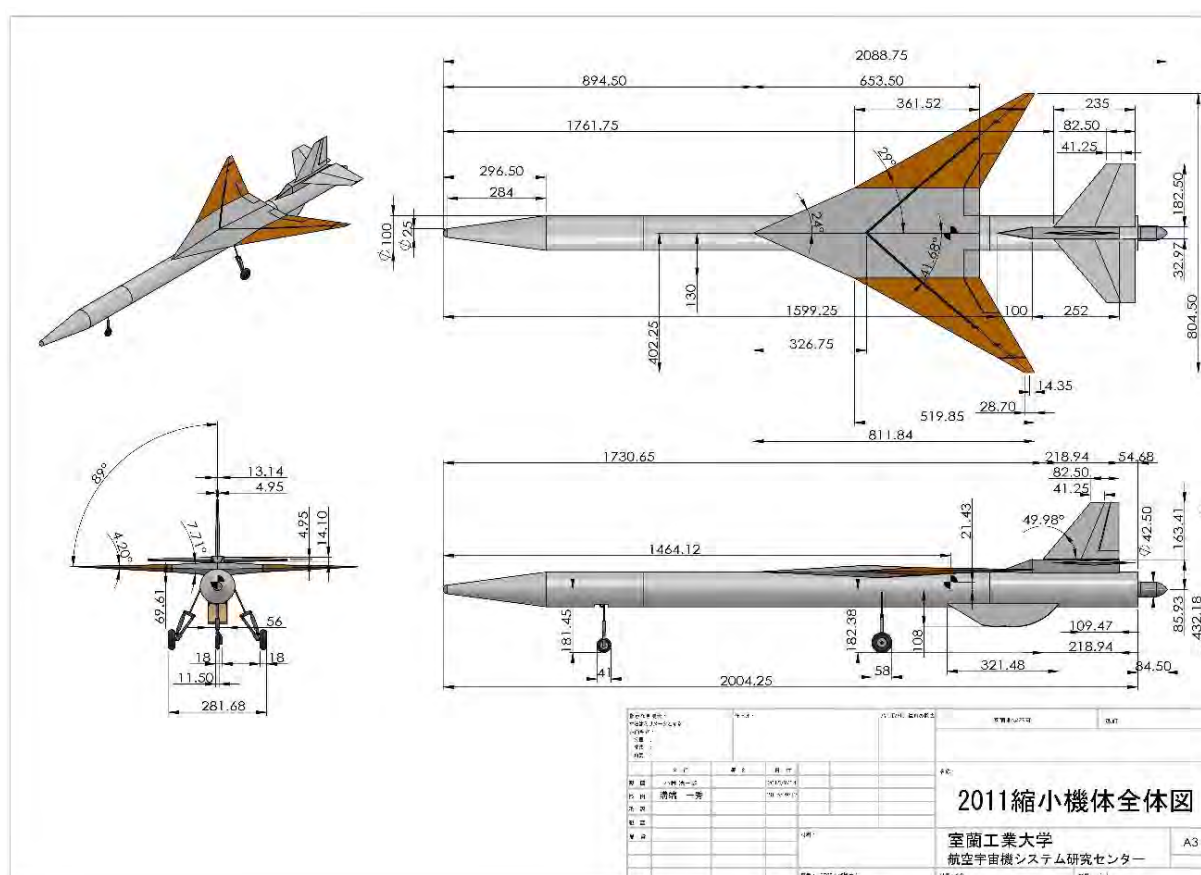


図 1 第二世代オオワシ 1/3 スケール縮小機体の設計図面

3. 製作された機体とその展示

製作された機体の外観を図2に示す。胴体後端に電動ダクトファン（EDF）を搭載しているが、脚は搭載していない。この機体を運搬するための箱も図3の通り整備した。東京エアロスペースシンポジウム 2015 での展示の様子を図4に示す。今後この機体を各方面に展示することを通して、本研究センターの研究開発活動が一般の方々に一層分かり易く理解いただけるものと期待される。

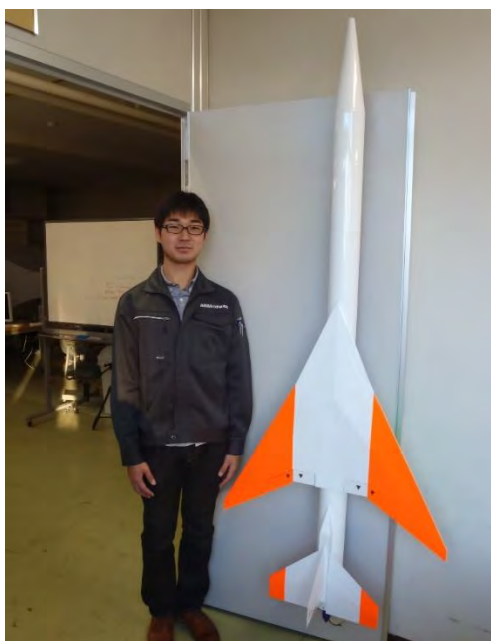


図2 製作された縮小機体



図3 専用運搬箱に機体を収納した様子



図4 「東京エアロスペースシンポジウム 2015」（2015 年 10 月 14 日～16 日，東京ビッグサイト）での展示の様子

オオワシⅡ 前部胴体一般部設計における構造解析

○勝又 暢久（航空宇宙システム工学ユニット 助教）

樋口 健（航空宇宙システム工学ユニット 教授）

田中 啓太（航空宇宙総合工学コース 修士2年）

藤井 駿（航空宇宙システム工学コース 学部4年）

1. はじめに

小型無人超音速実験機オオワシ2号機（オオワシⅡ）の平成27年度機体構造開発においては、前部胴体構造の基本要素・一般部である軽量サンドイッチ円筒胴体（CFRP スキン/アルミハニカムコア）の強度評価を目的に、下記の構造解析を実施した。次章以降で詳細を報告する。

① サンドイッチ円筒胴体結合部の構造解析（接合用ファスナと胴体側接合部）

② サンドイッチ円筒胴体（700 mm+300 mm）の構造解析

2. サンドイッチ円筒胴体結合部の構造解析

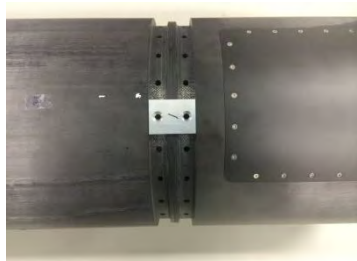
機体構造は、300 mm 胴体や 700 mm 胴体などの各セグメントを結合する方式で設計を進めている。これは、搭載機器などに設計変更が生じた際の機体長調整への対応や、実機組立・分解・整備時の組立・分解性能とアクセス性能の向上を考慮しての設計である。しかし、各セグメントを結合するための結合部には、胴体構造と同程度がそれ以上の剛性・強度が必要になる。そこで、図1に示す結合用ファスナと結合部の構造剛性・強度を確認するため、汎用有限要素解析ソフトを用いて構造解析を実施した。図1(a)、(b)が結合用ファスナ（マルマンクランプコマとナットプレート）であり、図1(c)、(d)のように結合用ファスナによって各セグメントは結合される。



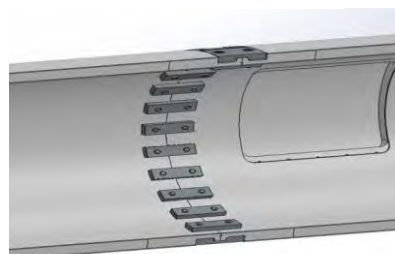
(a) マルマンクランプコマ



(b) ナットプレート



(c) マルマンクランプコマによる胴体結合



(d) 結合部内部の状態

図1 胴体結合用ファスナと結合方式

2-1. マルマンクランプコマの強度解析

図2に示す解析モデルにより、マルマンクランプコマに作用する応力と強度評価を行った。対称性を考慮して、コマの半分をモデル化している。コマの材質はアルミニウム合金 A7075 であるため、表1に示す材料物性を用いて解析を実施した。

拘束条件は、マルマンクランプコマと胴体リングフレームが接する面（図2(b) 黒枠部）の X, Y 軸方向変位を拘束した。また、コマの対称性から対象面（図2(b) 赤枠部）の Z 軸のみ変位を拘束した。

結合部に作用させる荷重値は、サンドイッチ円筒構造が適用される前部胴体において、搭載機器重量から加わる曲げモーメント、円筒構造の断面係数、セグメント同士の接地面積から分布荷重を算出した。荷重値は次式(1)として得られ、6771 N を図2(b)の青枠部に作用させた。

$$\frac{13418 \text{ [Nm]}}{[1 \text{ m 胴体に加わるモーメント}]} \div \frac{1.012\text{e-}3 \text{ [m}^3\text{]}}{[\text{断面係数}]} \times \frac{499\text{e-}6 \text{ [m}^2\text{]}}{[\text{接地面積}]} = \frac{6771 \text{ [N]}}{[\text{実際の荷重}]} \quad (1)$$

表1 マルマンクランプコマ解析に用いた物性値

Material	E [GPa]	ν [-]	ρ [kg/m ³]	σ_{ULT} [MPa]
A-7075	70	0.3	2800	570

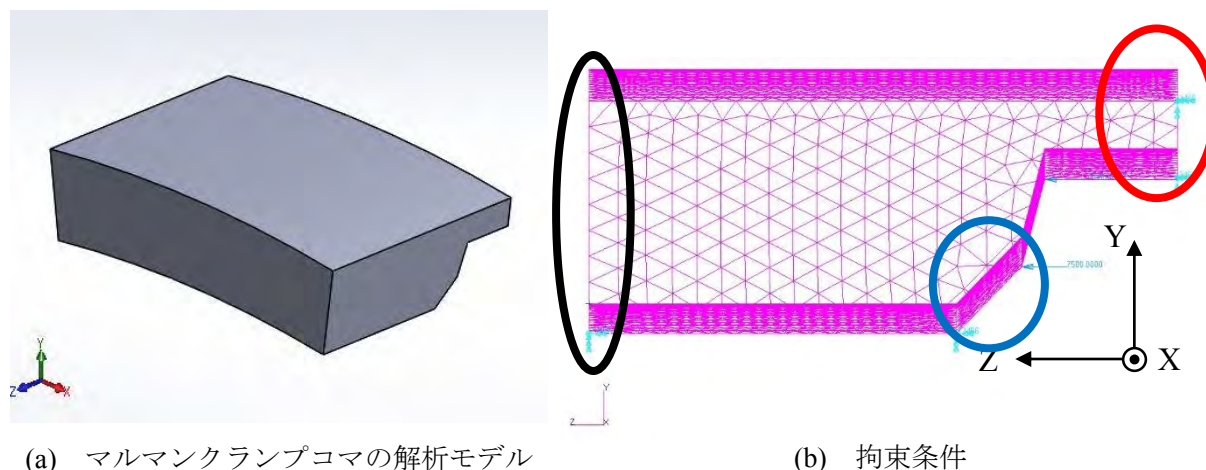
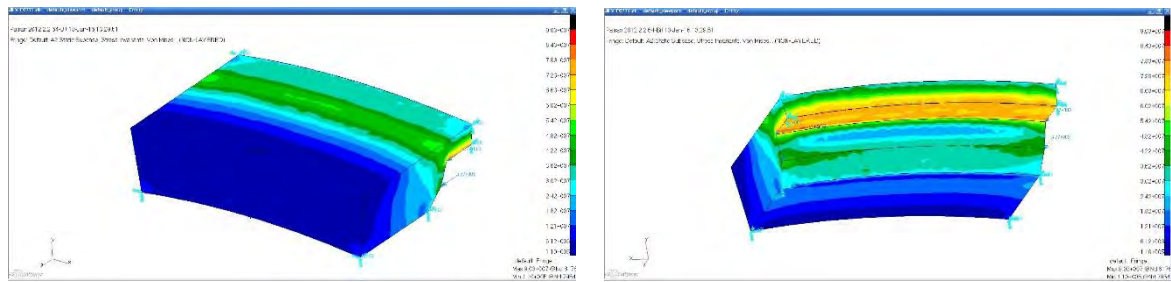


図2 解析モデルと拘束条件

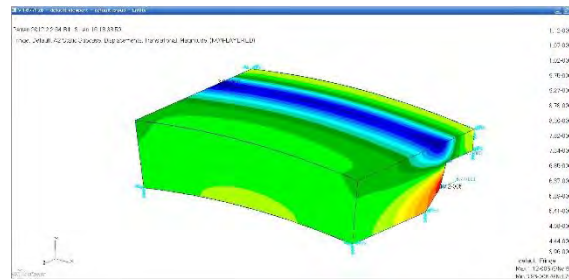
解析によって得られた結果を図3に、また強度評価の結果を表2に示す。強度値の指標として、A7075 の引張強度を用い、安全余裕 M.S.の算出を行った。算出の結果、M.S. の値が正值であり、さらに 4.7 と十分余裕があるため強度に問題ないことが分かった。

表2 強度評価結果

	Mises Stress σ_{Ma} [MPa]	Tensile Strength σ_{ULT} [MPa]	M.S.
V Clamp Model	100	570	4.7



(a) Von Mises 応力の分布



(b) 変位

図3 応力分布の変位の解析結果

2-2. 胴体側結合部の圧縮・引張解析と強度評価

胴体側の結合部において、マルマンクランプコマが配置されている大きさと同様の円周方向に24分割した分割モデルを作成し、結合部に作用する荷重と作用点を考慮して圧縮荷重と引張荷重に対する強度評価を行った。解析モデルと拘束条件を図4に示す。

胴体側の結合部は、CFRP 積層コア材であるため、CFRP の積層構成と各積層材の物性値を用いて積層理論により算出した。解析に用いた CFRP 積層コア材とスキン部の物性値を表3に示す。

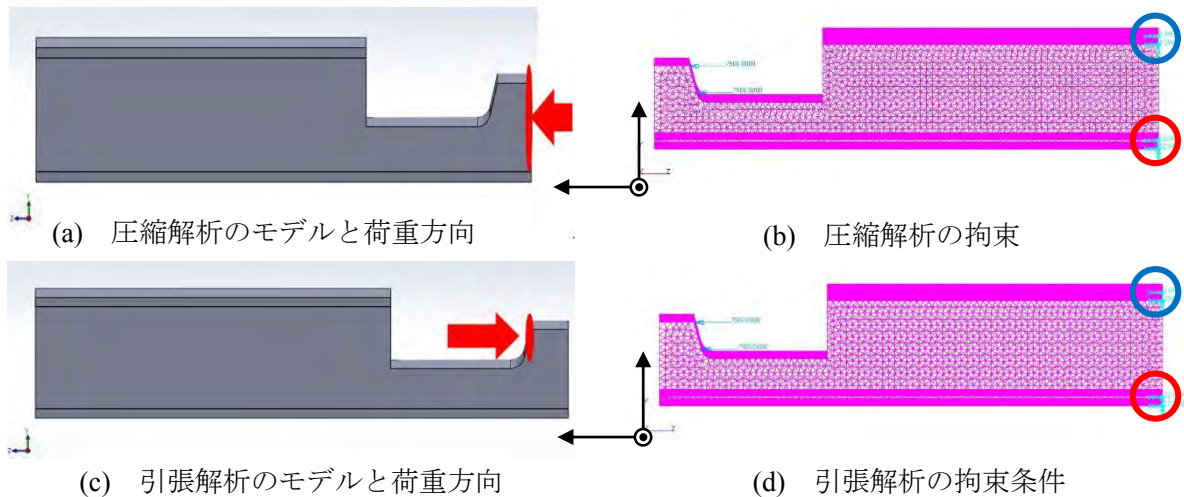


図4 胴体側結合部の解析モデルと拘束条件

表3 CFRP 積層コア材と CFRP 積層スキン材の物性値

CFRPコア	E_L [GPa]	E_T [GPa]	G_W [GPa]	G_L [GPa]
	69.2	70.9	0.1	0.1
CFRPスキン	E_L [GPa]	E_T [GPa]	G_W [GPa]	G_L [GPa]
	102.3	37.0	0.1	0.1

圧縮解析においては、図4(a)の赤色部に赤色矢印の方向で荷重を与えた。荷重値は、マルマンクランプコマの解析同様、赤色部に6771 Nを作用させた。拘束条件は、図4(b)の青枠で示した上面スキン部のx-z平面内変位を拘束し、赤枠で示した下面スキン部は、変位を完全拘束した。

引張解析においては、図4(c)の赤色部に赤色矢印の方向で荷重を与えた。荷重値は、引張解析同様で、6771 Nを作用させた。拘束条件は、圧縮試験同様で、図4(d)の青枠で示した上面スキン部のx-z平面内変位を拘束し、赤枠で示した下面スキン部は、変位を完全拘束した。

圧縮解析の結果を図5に示す。また、CFRPの場合には荷重を加えた際に各繊維の限界ひずみを超えた部分で破壊が生じると考えられる。そこで強度指標として、各繊維の限界ひずみを用いた。表4に各繊維の限界ひずみ、表5に解析から得られた各方向のひずみ値を示す。

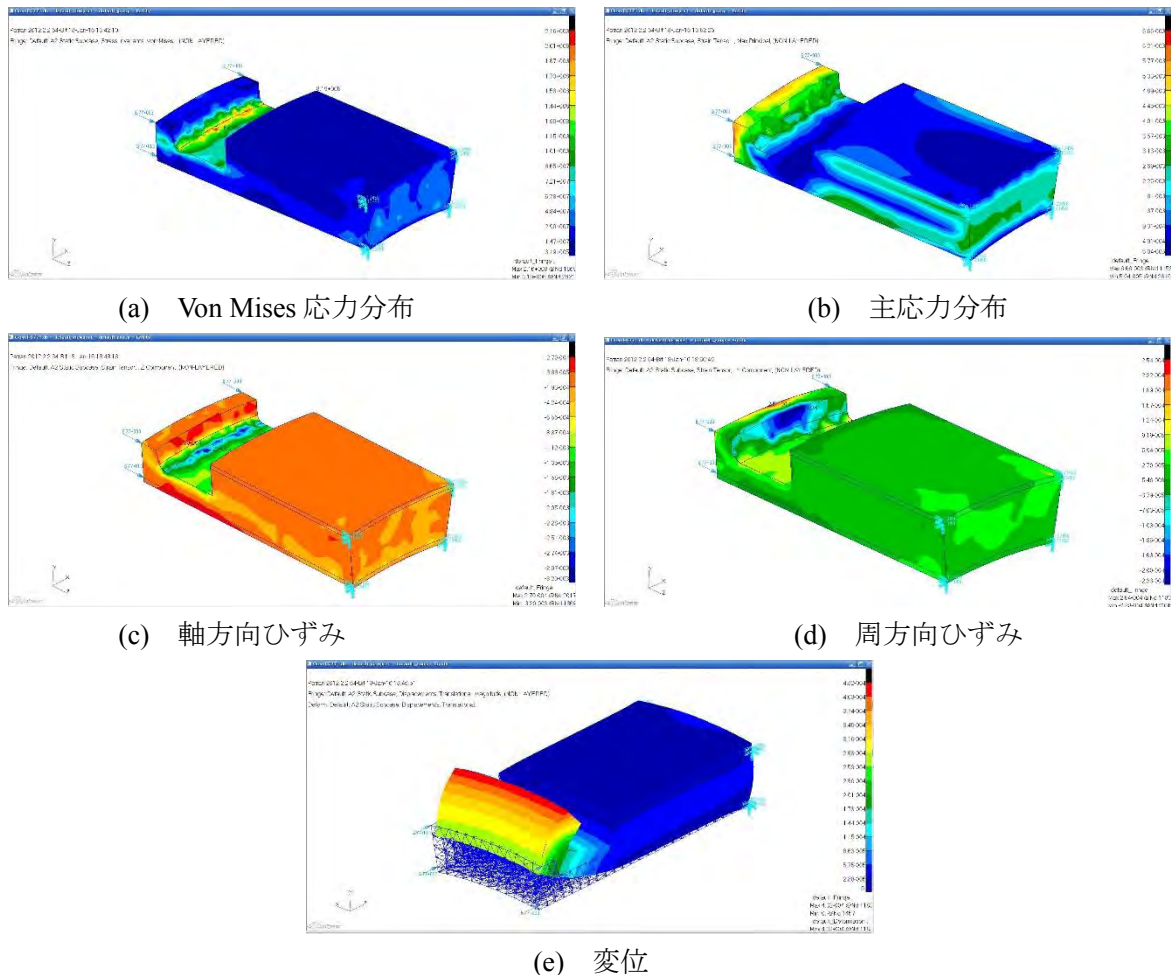


図5 圧縮解析における各ひずみと変位の解析結果

表 4 各繊維の限界ひずみ

Fiber name	Material name	Young's modulus E[MPa]		Tensile strength σ_{ULT} [MPa]		Critical Strain ϵ_c [%]	
		0°	90°	0°	90°	0°	90°
UD	P3252S-25	134000	8400	2880	83	2.14	0.98
UD	P3252S-10	134000	8400	2880	83	2.14	0.98
Cross	F6151B-05P	62700	62700	568	568	0.91	0.91

表 5 解析による各種ひずみの最大値（圧縮解析）

	Mises Stress σ_{Ma} [MPa]	Major Strain ϵ_{Ma} [%]	Axls Strain ϵ_{MA} [%]	Circumferential Strain ϵ_{MC} [%]
Compression	216	0.66	0.027	0.025

表 4 と表 5 の比較から、胴体側結合部の分割モデルに 6771 N の圧縮荷重を加えた場合には、機軸方向ひずみ及び周方向ひずみの値が UD 材の最小値である 90° 方向限界ひずみ: 0.98 %と比較しても限界ひずみを超えていないため、機軸方向及び周方向の CFRP 繊維で破壊は起こらないと考えられる。また Cross 材の評価として、解析で得られた最大主ひずみと Cross 材の限界ひずみを比較しても限界ひずみを超えていない。よって Cross 材の CFRP 繊維でも破壊が起こらないと考えられる。

次に引張解析の結果を図 6 に示し、解析より得られた各種ひずみの最大値を表 6 に示す。

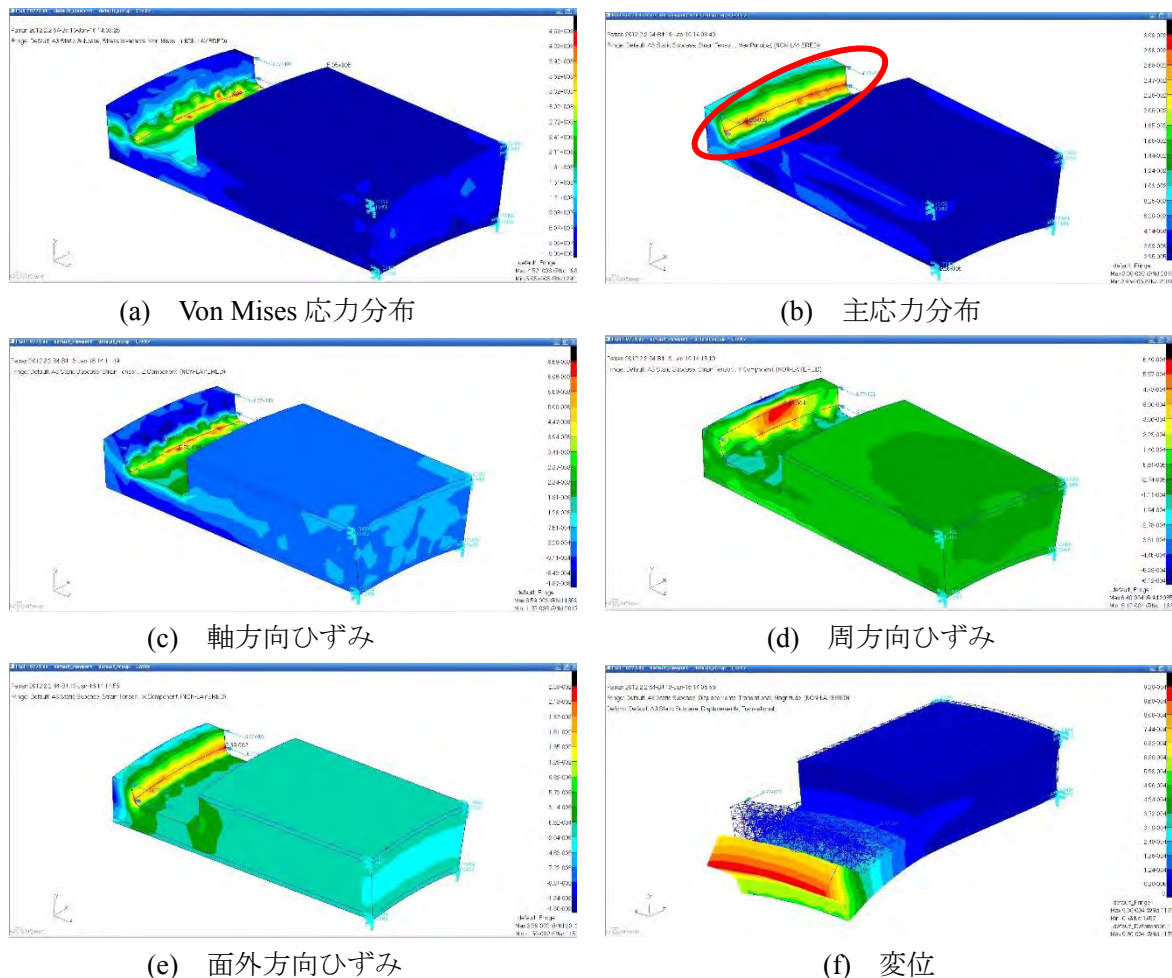


図 6 引張解析における各ひずみと変位の解析結果

表6 解析による各種ひずみの最大値（引張解析）

	Mises Stress σ_{Ma} [MPa]	Major Strain ϵ_{Ma} [%]	Axls Strain ϵ_{MA} [%]	Circumferential Strain ϵ_{MC} [%]	Off plate Strain ϵ_{MO} [%]
Tensile	452	3	0.66	0.06	2.39

表4と表6の比較から、リングフレーム分割モデルに6771 Nの圧縮荷重を加えた場合、機軸方向ひずみ及び周方向ひずみがUD材の最小値である90°方向限界ひずみである0.98%と比較しても限界ひずみを超えていないので、機軸方向及び周方向のCFRP繊維では破壊は起こらないと考えられる。しかしCross材においては、解析で得られた最大主ひずみがCross材の限界ひずみを超えているため、Cross材でCFRP繊維の破壊が起こる可能性がある。しかし、最大主ひずみが生じている箇所は図6(b)の赤枠で囲った部分で、この部分の積層構成は複雑であり、今回物性値として用いた積層理論では反映できていない。そのため、解析モデルの修正と実際の積層構成を考慮した物性値の取得が、より正確な今後の強度評価に必要である。

3. サンドイッチ円筒胴体（700 mm+300 mm）の構造解析

設計段階の前部胴体構造用サンドイッチ円筒胴体の構造剛性・強度の評価のため、また、製作した700 mmと300 mmのサンドイッチ円筒胴体の静荷重試験における負荷荷重の見通しを得ることを目的に、700 mmと300 mm胴体を結合した解析モデルを作成し、各種解析条件により解析を行った。

3-1. 解析条件と解析モデル

解析モデルの物性値に関しては、2で部分的に述べたように、CFRP スキン部、CFRP コア材、アクセスウィンドウ補強用CFRP コア材の積層構成と各層の物性値を積層理論により計算し、等価な物性値を算出した。700 mm円筒の内部に配置されているアルミハニカムコア材に関しては、ハニカムコアの長手方向と幅方向の異方性を考慮した剛性・強度を物性値として適用した。それぞれのパーツに対して適用した材料物性を表7にまとめる。

700 mmと300 mmのサンドイッチ円筒胴体の解析モデル作成においては、図7(a)に示す実際の組立状態を簡易化し、図7(b)に示すようなアクセスウィンドウを有する1,000 mm一体構造としてモデル化した。

表7 各種材料物性値のまとめ

CFRPスキン	E _L [GPa]		E _T [GPa]	G _W [GPa]	G _L [GPa]	
	102.3		37.0	0.1	0.1	
CFRPコア	E _L [GPa]		E _T [GPa]	G _W [GPa]	G _L [GPa]	
	69.2		70.9	0.1	0.1	
CFRP アクセスウインドウ補強部		E _L [GPa]		E _T [GPa]	G _W [GPa]	G _L [GPa]
		66.3		66.3	0.1	0.1

型番	面外せん断弾性率[GPa]		ρ [g/cm ²]	面外せん断強度[MPa]		圧縮強度[MPa]	空隙率[%]
	L	W		L	W		
フレキシブルハニカム 3.1-5052-19	0.24	0.10	0.05	1.03	0.55	2.50	1.87

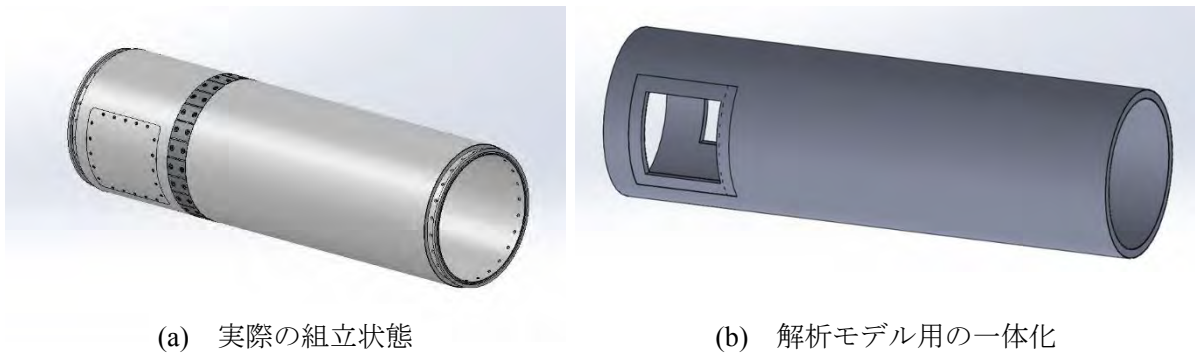


図7 構造解析モデルの簡易化

本解析における荷重条件は、実フライト時に点在して搭載される機器の重量とセグメント胴体結合部からその機器までの距離により発生するモーメントを考慮した荷重条件とする必要がある。そこで、搭載機器の重量を考慮した結合部に生じるせん断荷重と、搭載機器の重量と距離から求められるモーメントを足し合わせた固定端曲げモーメントにおいて、飛行前の燃料満載状態(WET時)と燃料を全て使い切った状態(DRY時)について終局荷重倍数も考慮して計算した。その結果、DRY時(終局荷重倍数: 9 G)のときが最も厳しい条件となり、結合部に作用するせん断荷重と曲げモーメントが等価になるような集中荷重は、13,419 N(機体長 1 m の場合)と計算された。そのため、700 mm と 300 mm の円筒を結合したモデルの片端を固定端とし、もう一方の端部に等価集中荷重 13,419 N が作用する場合についての解析を行った。荷重は図 8(a)に示すように円筒断面の中心に集中荷重として作用させ、荷重による断面変形が起らないように剛体棒要素を設定した。図 8 に荷重の与え方や拘束条件を示す。

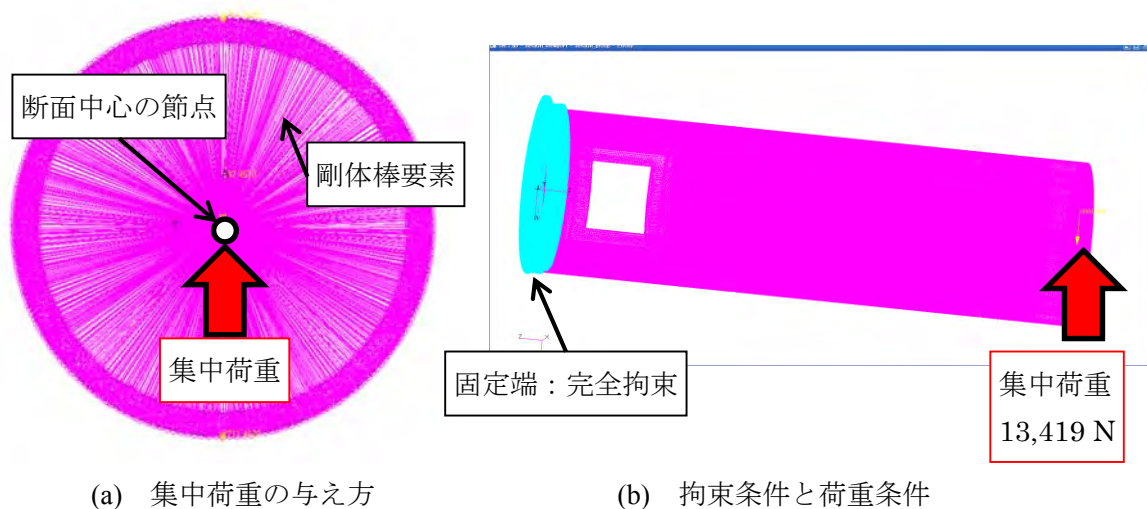
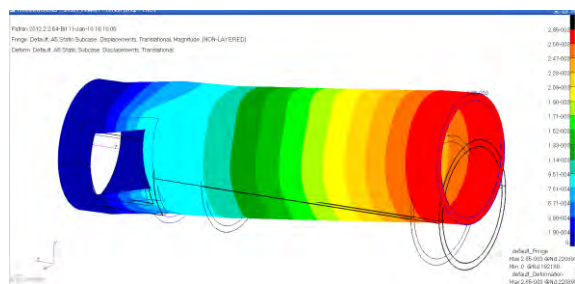


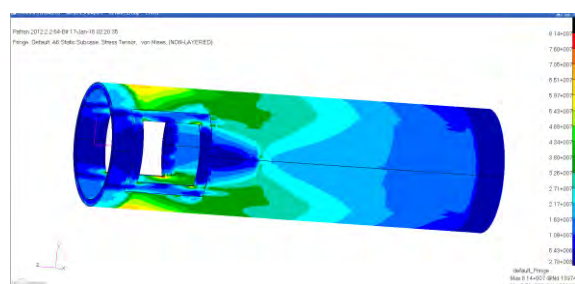
図8 荷重の与え方と拘束条件

3-2. 解析結果

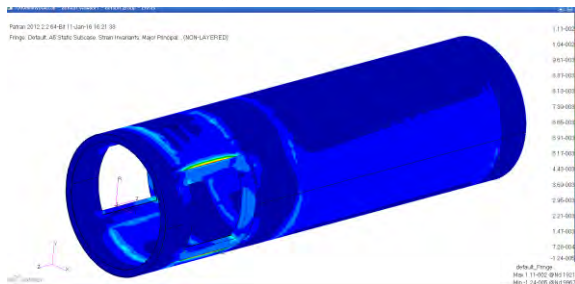
解析結果を図 9 に、また解析より得られた CFRP 部の各種ひずみの最大値を表 8 に、アルミハニカムコア部の面外せん断応力の最大値を表 9 に、また、CFRP とアルミハニカムコアの強度評価結果を表 10 に示す。



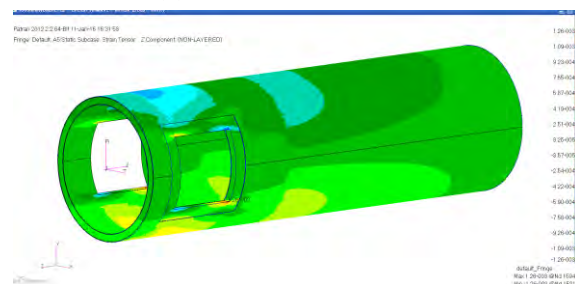
(a) 変位



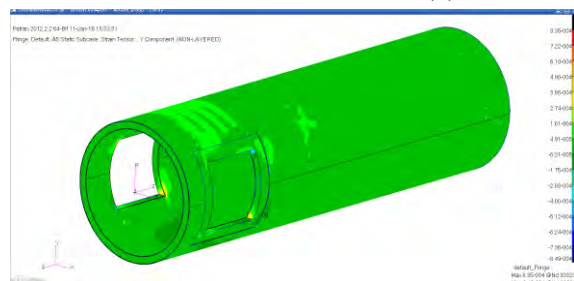
(b) Von Mises 応力分布



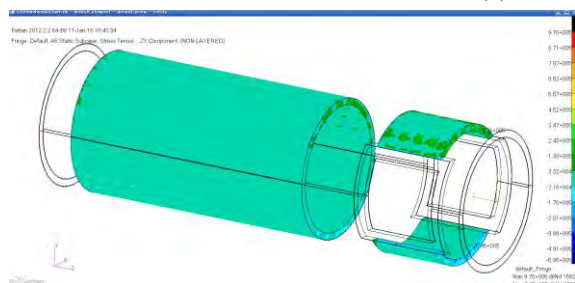
(c) 主ひずみ



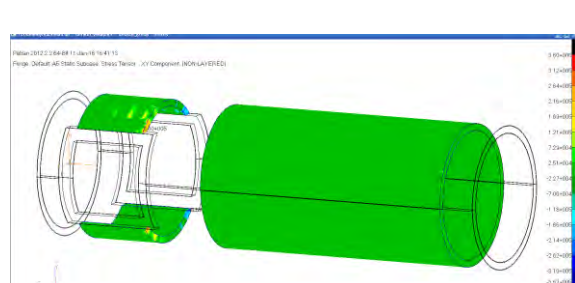
(d) 機軸方向ひずみ



(e) 周方向ひずみ



(f) ハニカムコア部 L 方向主せん断応力



(g) ハニカムコア部 W 方向主せん断応力

図 9 サンドイッチ円筒胴体 (700 mm+300 mm) の解析結果

表 8 CFRP 部の各種ひずみの最大値

	Major[%]	Axle[%]	Circumference[%]
CFRP part Strain	1.476	0.174	0.113

表 9 アルミハニカムコア部の面外せん断応力の最大値

	L[MPa]	W[MPa]
Honeycomb part Out-of-plane shear stress	1.30	0.48

表 1 0 CFRP とアルミハニカムコアの強度評価

	Major[%]	Axle[%]	Circumference[%]
CFRP part Strain	1.48	0.17	0.11
Limit Strain	0.91	0.99	0.99
M.S.	-0.38	4.68	7.78

	L[MPa]	W[MPa]
Honeycomb part Out-of-plane Shear Stress	1.30	0.48
Out-of-plane Shear Strength	1.03	0.55
M.S.	-0.21	0.14

強度評価の指標としては、2. の解析同様に CFRP では限界ひずみを採用し、アルミハニカムコアでは面外せん断強度を用いた。CFRP の限界ひずみはクロス材の強度 0.91 %，アルミハニカムコアの強度は、L 方向せん断強度：1.03 MPa，W 方向せん断強度：0.55 MPa である。

表 1 0 の強度評価の結果より、700 mm と 300 mm の円筒セグメントを結合した 1000 mm 胴体に集中荷重 13,419 N を加えた場合には、CFRP の最大主ひずみが、アクセスウインドウ補強部、またスキン部（CFRP とアルミハニカムコアの境目）で限界ひずみを超え、M.S.：-0.38 となった。アルミハニカムコア部では、L 方向せん断においてせん断強度を超えており、M.S.：-0.21 となった。

本結果は、運用上作用するせん断荷重と曲げモーメントを集中荷重に置き換えたため、実運用条件に比べると厳しい解析となっている。実運用を考慮した解析においては、アクセスウインドウが自由端側にある場合に M.S.が負にならないことも確認されている。

オオワシⅡ 部分構造試作の剛性実験

○勝又 暢久（航空宇宙システム工学ユニット 助教）

樋口 健（航空宇宙システム工学ユニット 教授）

藤井 駿（航空宇宙システム工学コース 学部 4 年）

坂本 佑樹（航空宇宙システム工学コース 学部 4 年）

田中 啓太（航空宇宙総合工学コース 修士 2 年）

1. はじめに

小型無人超音速実験機オオワシ 2 号機（オオワシⅡ）の平成 27 年度機体構造開発においては、H26 年度に設計・試作された胴体構造の一部である軽量サンドイッチ円筒胴体構造（CFRP スキン/アルミハニカムコア）において、下記の構造剛性を確認するための実験を実施した。それぞれの結果・詳細を次章以降で報告する。

- ① サンドイッチ円筒胴体のスキン部を構成する薄板 CFRP 円環の剛性評価試験
- ② サンドイッチ円筒胴体（700 mm）の静荷重試験

2. CFRP 円環（サンドイッチ円筒のスキン部材）の剛性評価試験

サンドイッチ円筒胴体構造のスキン部を構成する CFRP 円環の圧縮試験を行い、剛性評価を行った。またスキン部を構成する各種 CFRP シート材の物性値と積層理論を用いてヤング率を算出し、試験より得られた結果と比較した。

2-1. 試験片の各種寸法

30 mm 幅にカットした外形 300 mm の CFRP 円管（図 1）を 3 本用いて、オートグラフを用いた円環の圧縮試験を実施した。各試験片の寸法を表 1 に示す。また、スキンを構成する CFRP シート材の物性値を表 2 に、積層構成を表 3 に示す。



図 1 CFRP 円環

表 1 試験片の各種寸法

	Inner Diameter [mm]	Outer Diameter [mm]	Width [mm]	Thickness [mm]
Frame1	296.1	300	30	2.0
Frame2	295.9	300	30	2.0
Frame3	295.8	300.4	30	2.0

表 2 CFRP シート材の物性値

Fiber name	Material name	Plane young's modulus [GPa]		Out of plane young's modulus[GPa]		Plane shearing modulus[GPa]
		0°	90°	0°	90°	
UD	P3252S-25	134	8.4	-	-	4.5
UD	P3252S-10	134	8.4	-	-	4.5
Cross	F6151B-05P	62.7	62.7	-	-	-

表3 スキン部の積層構成

Laminated constitution				
	Material Name	Thickness	direction	Number
Skin	P3252S-10	0.09	90	1
	P6343B-05P	0.11	±45	1
	P3252S-25	0.242	0	1
	P3252S-10	0.09	90	1
	P6343B-05P	0.11	±45	1
	P3252S-25	0.242	0	1
	P3252S-10	0.09	90	1
	P6343B-05P	0.11	±45	1
	P3252S-25	0.242	0	3

2-2. 試験装置・試験条件

試験装置は、INSTRON5066を使用した。CFRP 円環は固定テーブルとの接触面をテープで固定し、変位のみを拘束した。試験装置の概要を図2に示す。

荷重は円環に垂直に作用させ、クロスヘッドの変位速度を2 mm/min で制御した。変位量は、弾性変形範囲内を想定し、円環直径の1%となる3 mm までとした。

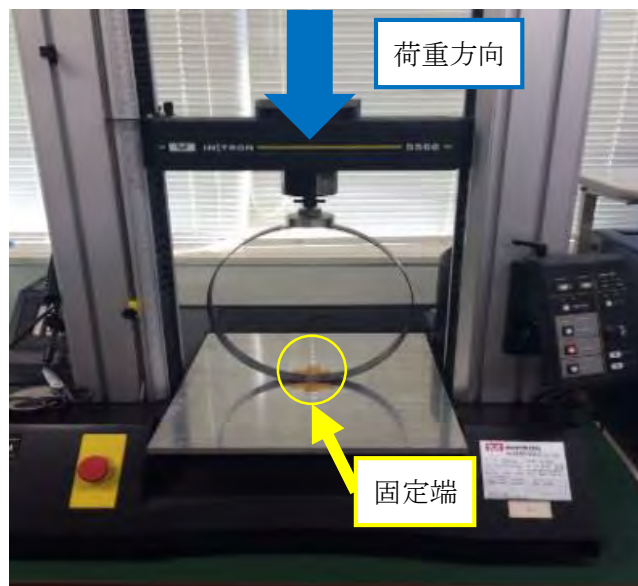


図2 CFRP 円環圧縮試験の概要図

2-3. 試験結果と考察

圧縮試験により得られたそれぞれの試験片に対する荷重と変位の関係を用いて、式(1), (2)に示す円環の圧縮曲げの関係式から CFRP 円環のヤング率を導出した。

$$E = \frac{PR^3}{Id} \left(\frac{\pi}{4} - \frac{2}{\pi} \right) \quad (1)$$

$$I = \frac{bh^3}{12} \quad (2)$$

P : 荷重 [N], R : 円環の外径 [mm], d : 変位 [mm], b : 円環の幅 [mm], h : 円環の板厚 [mm], I : 矩形断面の断面2次モーメント

また、式(1),(2)の計算で用いたそれぞれの試験片の荷重と変位の関係を図 3 に、また、荷重値が約 0.5 N となる位置での変位量と、式(1), (2)を用いて計算されたヤング率のまとめを表 4 に示す。

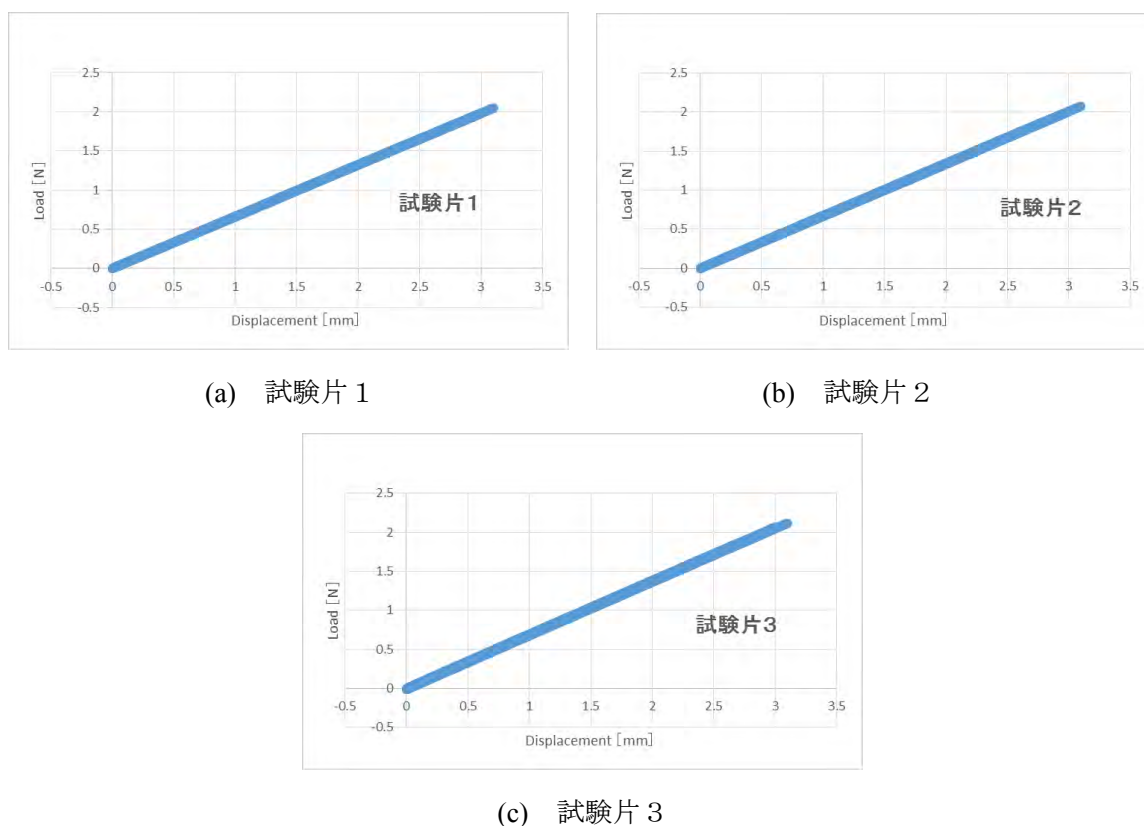


図 3 圧縮試験の変位と荷重の関係

表 4 試験結果のまとめ

	Load[N]	Displacement[mm]	Young's modulus[GPa]
Frame1	0.4905	0.7416	15.939
Frame2	0.5594	0.8283	16.275
Frame3	0.4667	0.7	16.066
Average			16.093

表 4 の結果より、本実験により得られた CFRP 円環のヤング率は約 16.093 GPa となった。また表 2、3 に示すスキン部を構成する CFRP シートの物性値と積層構成を元に、本試験に対応する曲げ変形に対するヤング率を積層理論で算出した結果、15.2 ～ 17.0 GPa となり、実験結果と非常によく一致した。

以上の結果より、CFRP 積層部材の物性値は積層理論により算出し、今後の構造解析に適用することとした。

3. サンドイッチ円筒（700 mm）の静荷重試験について

超音速実験機オオワシⅡには、離着陸時や飛行中に衝撃力、抗力、揚力、重力加速度などのあらゆる力が作用する。またオオワシⅡの役割はフライングテストベツトであり、空力・構造・推進・制御分野の先進技術を搭載して飛行実証し、試験データを取得することにある。そのため、構造設計の観点では上記のような様々な力に対して耐える設計でなければならない。

そこで、荷重試験を行う事により衝撃力、抗力、揚力、重力加速度など、あらゆる力に対して耐えられるのか設計計算を実証する。また、設計計算における応力解析は妥当なのか評価することを荷重試験の目的とした。

3-1. 試験装置の概要と試験方法

試験装置の概要を図4に示す。700 mm サンドイッチ円筒は一方が固定端となるよう耐力壁に固定した。荷重は他端に油圧ジャッキにより集中荷重として作用させた。

荷重値はロードセルで計測し、解析との比較も視野に入れて 0 ～ 10,000 N までは 1,000 N 刻みで負荷した。また、ヒステリシス特性を把握するために、10,000 N から 1,000 N 刻みで除荷し、除荷過程も計測した。負荷後に安定した状態を確認した上で、ひずみと先端変位をひずみゲージとダイヤルゲージによって計測した。

サンドイッチ円筒 700 mm に対するひずみゲージの貼付け位置を図5に示す。固定端側から 35, 75, 350 mm の位置に対して、円周方向の内側と外側に 90 度位相で 4 か所、計 24 ch で計測した。

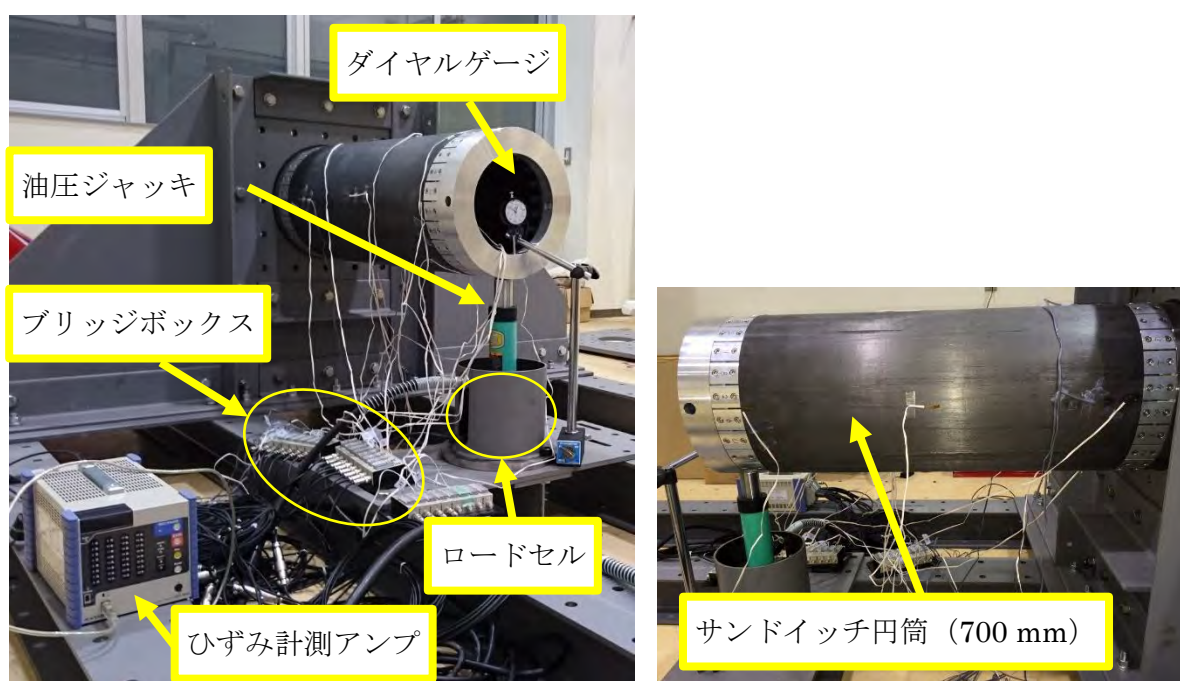


図4 荷重試験の概要図

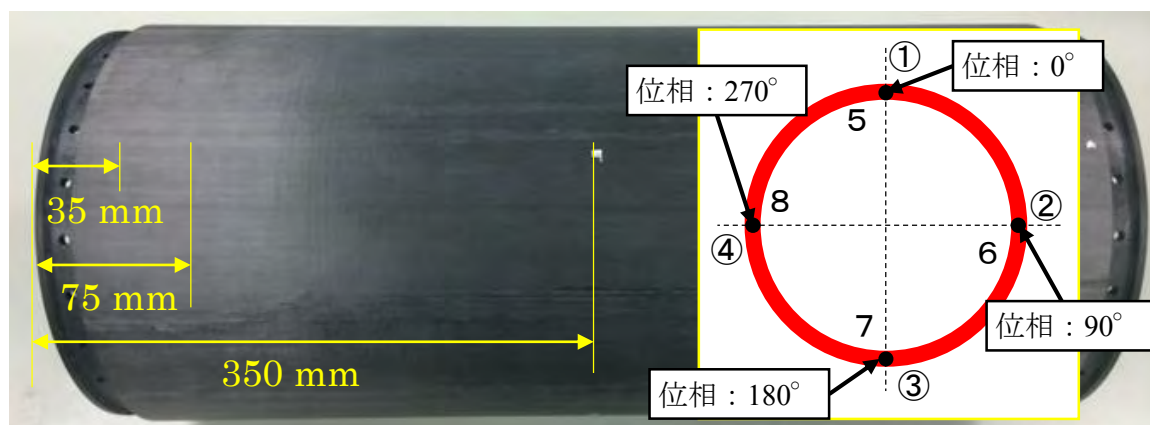


図5 ひずみゲージの貼付け位置

3-2. 計測結果

静荷重試験より得られたサンドイッチ円筒（700 mm）の荷重とひずみの関係について、それぞれの計測位置でまとめた結果を図 6 に示す。

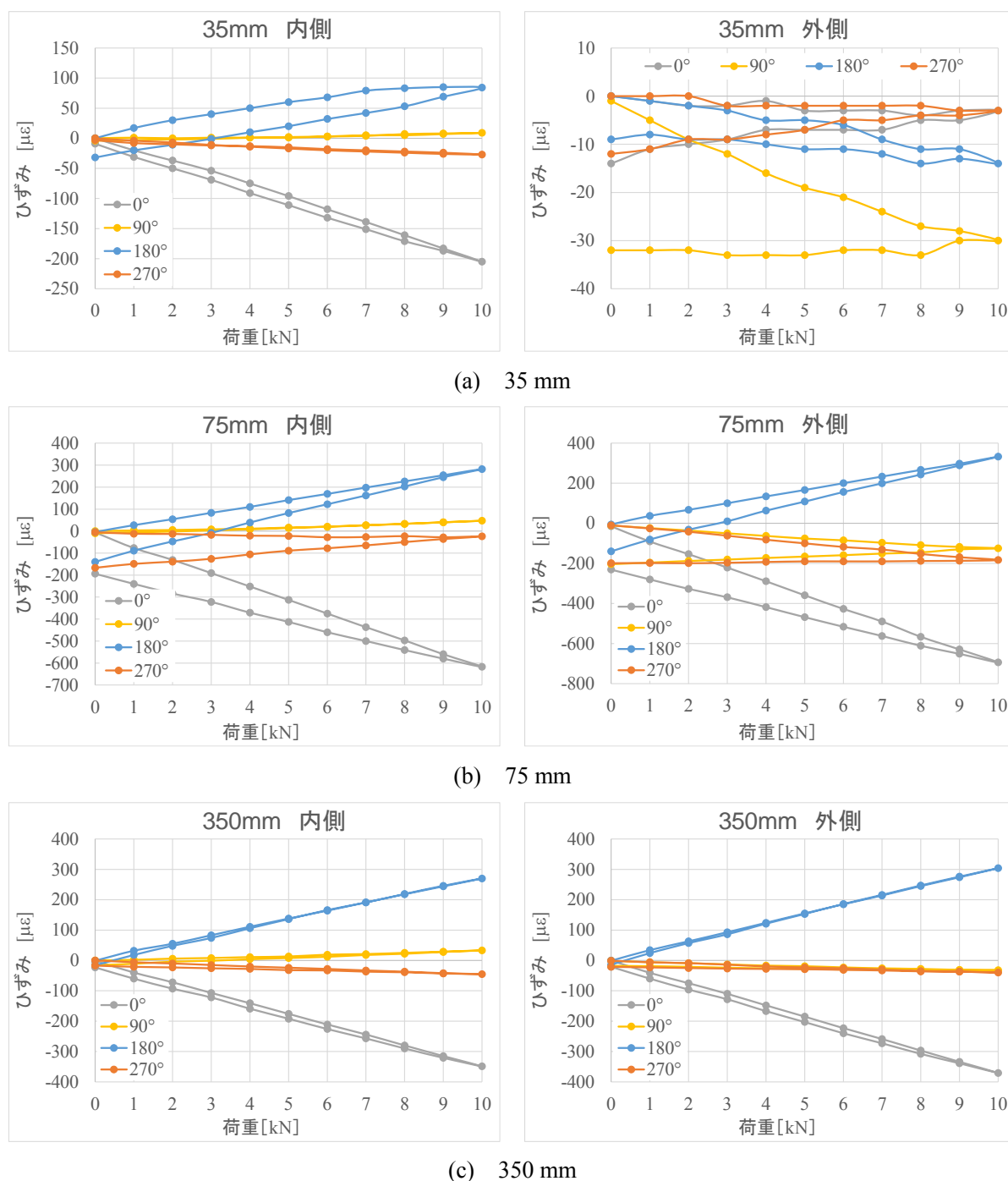


図 6 静荷重試験における荷重とひずみの関係

アルミハニカムコアと CFRP スキンで構成される 350 mm の一般部においては、荷重の負荷と除荷において大きなヒステリシスもみられず、理解しやすい計測結果となった。一方、75 mm の位置は、サンドイッチ構造の内部がアルミハニカム部と CFRP コア部の継ぎ目部分となっており、内側と外側、またそれぞれの位相のひずみにおいて、負荷時と除荷時に差異が確認された。35 mm

の位置では、円筒内側と外側の計測結果の違いや圧縮側（位相： 0° ）と引張側（ 180° ）で得られたひずみの大きさの違いなど、考察のためにはより詳細な計測が今後必要である。

オオワシ2号機の着陸ダイナミクス解析による衝撃吸収脚の設計

○樋口 健（航空宇宙システム工学ユニット 教授）

勝又 暢久（航空宇宙システム工学ユニット 助教）

丹治 陸（航空宇宙総合工学コース 博士前期2年）

長部 広弥（航空宇宙システム工学コース 学部4年）

1. はじめに

地上から高空まで自力で飛行と離着陸ができる小型無人超音速飛行実験機の開発研究において、2010年8月と2011年7月に低速飛行のための縮小機体であるオオワシ1号機がジェットエンジン2基を搭載して試験飛行を行った。以降は超音速飛行を目指すオオワシ2号機に空気力学的には等価な機体ではあるが繰り返し離着陸試験と亜音速飛行試験に供する機体の開発を進めている。オオワシ2号機は計画当初は脚を有しない設計で始まったが、繰り返し離着陸試験と亜音速飛行試験に供するためには脚が必要と判断され、脚を取り付けることになった。超音速飛行機は主翼面積を大きく取れないので、着陸において不安定になりやすく、着陸進入速度も大きいので、構造上も大きな脚荷重が作用する可能性がある。主脚構造の設計にあたっては、着陸インターフェース条件範囲の様々な着陸条件の組み合わせにおける着陸ダイナミクスシミュレーションにより脚設計荷重条件を設定する必要がある。本稿では、現在想定される機体諸元と着陸インターフェース条件とにより検討されている主脚構造の開発進捗についてまとめる。

2. オオワシ2号機の機体諸元と脚設計条件

暫定的な機体慣性諸元は、全長約6.4 m、全幅約2.4 m、胴体直径0.3 m（一般部）、離陸重量約330 kg、着陸重量約250 kg、主翼面積約2.15 m²である。

着陸進入速度180 km/h、進入角約3°、機体迎角18°という厳しい条件で無誘導でも確実な着陸を実現する衝撃吸収脚が要求される。設計条件は、

- ・機体が着陸時に安定した挙動を示すこと
- ・着陸時の衝撃加速度が6 G以内に留まること
- ・脚伸縮ストロークを15 cm以内に抑えること

である。そこで、主脚について

- (1) トラス型脚構造案
- (2) 迎角に合わせて傾けた胴体固定型主脚構造案
- (3) 迎角に合わせて傾けたトラス型主脚構造案

を順次考案し設計した。首脚構造は各主脚案共通に脚柱1本構造と仮定した。

3. ダイナミクス解析手法と機体モデル

MATLAB Simulink, SimMechanics を用いて脚をモデル化しダイナミクスシミュレーションを行って、脚形状、部材構成の是非や、設計条件を満たすように部材断面積、バネ定数、減衰係数等を求めた。脚モデルの簡単化のために、脚ストラットは剛体棒とし、必要に応じて滑節と剛節を使い分け、弾性はバネとタイヤに、減衰性能はダンパに持たせた。想定される着陸条件で降下率

を実現できる高さからの自由落下解析を行った．なお，機体構造は剛体円柱とし，機体の慣性率は想定される重量配分により定めた．

4. 主脚概念案（２次元モデル）

4－１．脚柱１本構造案

本章では，２次元モデルすなわち縦方向の釣り合いのみ考慮したモデル（図１）にて，落下高さはタイヤ下面が地面から 0.5 m（すなわち降下率約 3 m/s）の自由落下とした．まず，脚柱１本構造案に対して，ダイナミクスシミュレーションを行って設計条件を満たすバネとダンパの組み合わせを定めた（図２）．しかし，この案では接地時に主脚取付部に大きな衝撃的モーメントが発生し，構造力学的には厳しい荷重となった．ただし，この脚構造案の時点では着陸インターフェース条件が，水平速度 300 km/h，機体迎角 15°と設定されていた．その後，着陸進入速度は 180 km/h に緩和され，機体迎角は 18°となったので，以降はこの条件を適用した．

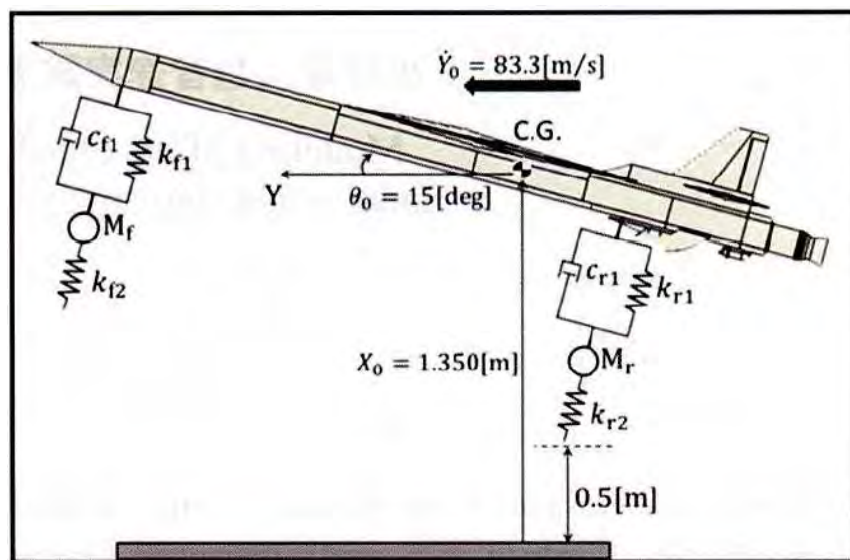


図１ 脚柱１本構造案２次元モデル

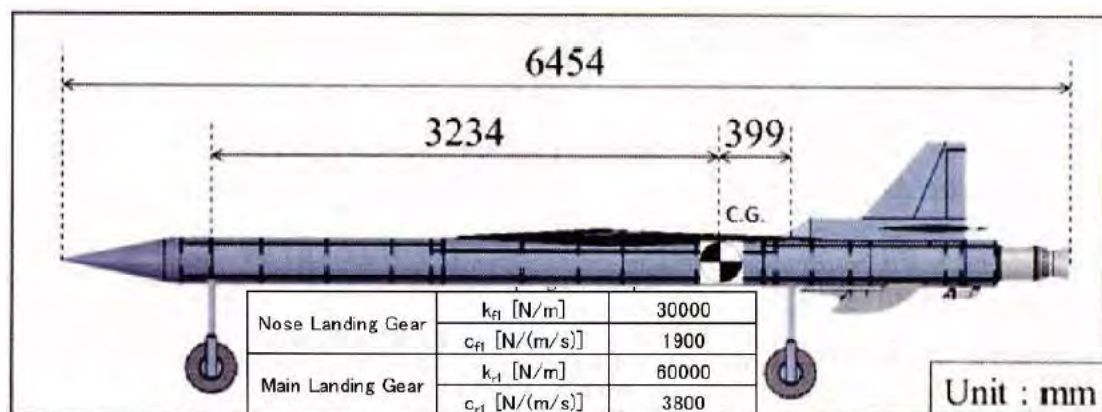


図２ 2013 年度の脚構造提案

4-2. トラス型脚構造案

主脚取付部に過大なモーメントが入らないよう、2次元モデルにて先ずトラス構造を提案した(図3)。主脚の前後ストラットのうち後側ストラットのみにはバネとダンパが並列に入れられ、前側ストラットは付け根を回転中心にして回転するがバネとダンパはない。

図3の案によりトラス型主脚構造案主脚取付部に過大なモーメント荷重が入ることは防ぐことができたが、後側ストラットのバネの伸縮に応じて慣性の大きいタイヤが前側ストラット長さを半径として後側ストラット軸方向に動くことが原因となって接地衝撃で機体が前方に加速度を受けることがわかった。この機軸方向加速度は荷重倍数を満足しないほど大きいものであった。前側ストラットの取付角を浅くし、後側ストラットの取付角を深くすれば機軸方向加速度を抑えられるが、非現実的な形状となった(図4)。

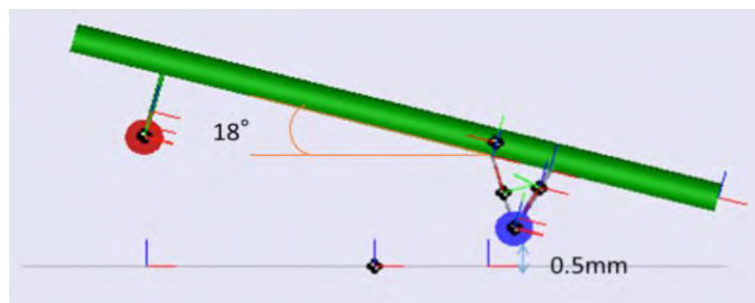


図3 トラス型主脚構造案

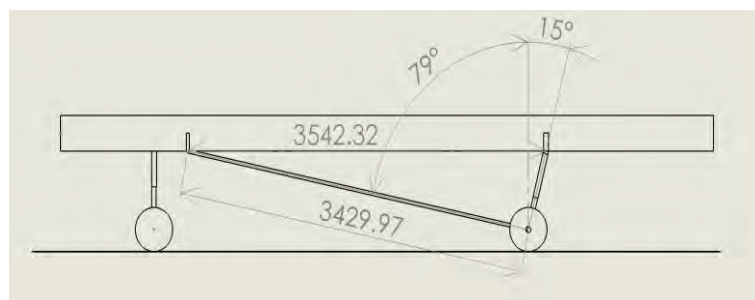


図4 トラス型主脚構造案における機軸方向加速度軽減案

4-3. 迎角に合わせて傾けた胴体固定型脚柱1本構造案

超音速機は飛行速度の小さい着陸時には大きな機体迎角をとることにより自重と釣り合う揚力を得る。オオワシ2号機では着陸進入時の機体迎角は18°にもなるので、主脚を予め後ろ向きに18°傾けて取り付けておき、着陸時にバネとダンパが鉛直に反力を得るようにしておけば、主脚ストラットが鉛直に接地するため接地時に機体前向き加速度を生じることはない(図5)。

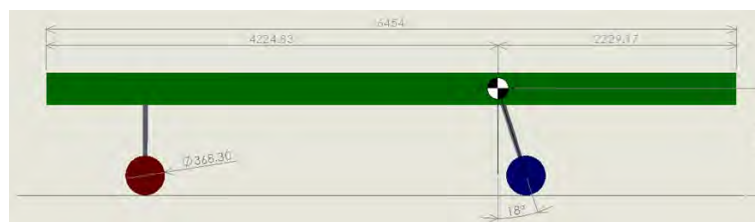


図5 迎角に合わせて傾けた胴体固定型主脚構造案

しかし、主脚ストラットが鉛直に接地するのは迎角が取付角と一致した場合だけであり、飛行条件により変わり得る一般的接地の場合には主脚取付部に大きなモーメントが衝撃的に入るため、ロバスト性に欠けることが欠点である。

4-4. 迎角に合わせて傾けたトラス型主脚構造案

図6は、図3と図5の長所を組み合わせた案であり、機体に対してはストラット取付部に過大なモーメントが入らないようトラス構造とし、また接地時に機体前向き加速度が生じないようにバネとダンパの動く方向は接地時にできるだけ鉛直となるよう迎角に合わせてやや後ろに傾けてある。設計条件を満足するバネとダンパのパラメータを設定ができたので表1に示す。

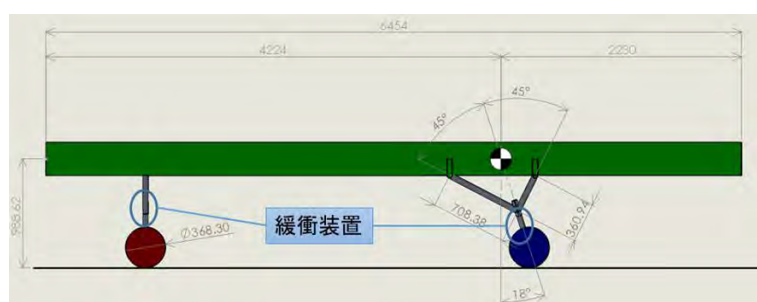


図6 迎角に合わせて傾けたトラス型主脚構造案

表1 迎角に合わせて傾けたトラス型主脚構造案の着陸ダイナミクス解析条件

機体重量	全体	244.4 [kg]		
	胴体	214.4 [kg]		
	前脚	10 [kg]		
	後脚	20 [kg]		
機体慣性モーメント [kg*m^3]	Ixx	10.2	Ixy	0.02
	Ixy	0.02	Iyy	597
	Izx	10.9	Izy	0
機体重心位置	機体先端から	4.2 [m]	Ixz	10.9
機体全長		6.4 [m]	Iyz	0
初期姿勢	迎角	18 [°]	Izz	599
	初期高さ	0.5 [m]		
	初速	50.3 [m/s]		
前脚 前タイヤ	弾性係数 kf1	22000 [N/m]		
	減衰係数 cf1	1500 [Ns/m]		
	弾性係数 kf2	4.59×10 ⁶ [N/m]		
主脚 後タイヤ	弾性係数 kr1	50000 [N/m]		
	減衰係数 cr1	2800 [Ns/m]		
	弾性係数 kr2	9.18×10 ⁶ [N/m]		

5. 主脚構造案（3次元モデル）

設計条件を満たす構成案が提案できたので，3次元モデル（図7）を作成し，着陸ダイナミクスシミュレーションを行った．

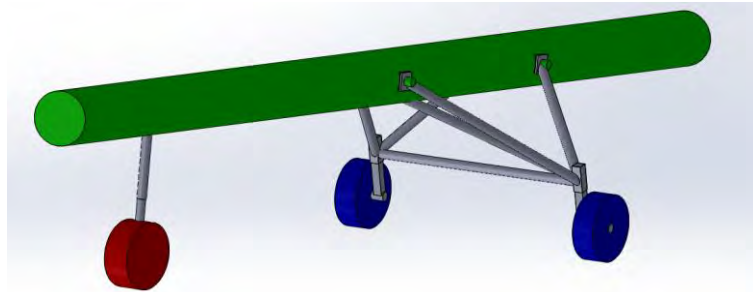


図7 トラス型主脚構造案3次元モデル

5-1. 自由落下解析

本節では，水平のまま落下し3脚が同時に接地する場合を示す．重心の鉛直方向（Z軸）位置と鉛直方向発生加速度の時刻歴を図8に示す．バネ定数とダンパの減衰定数の選定により，着陸インターフェース条件を満たすことができる．

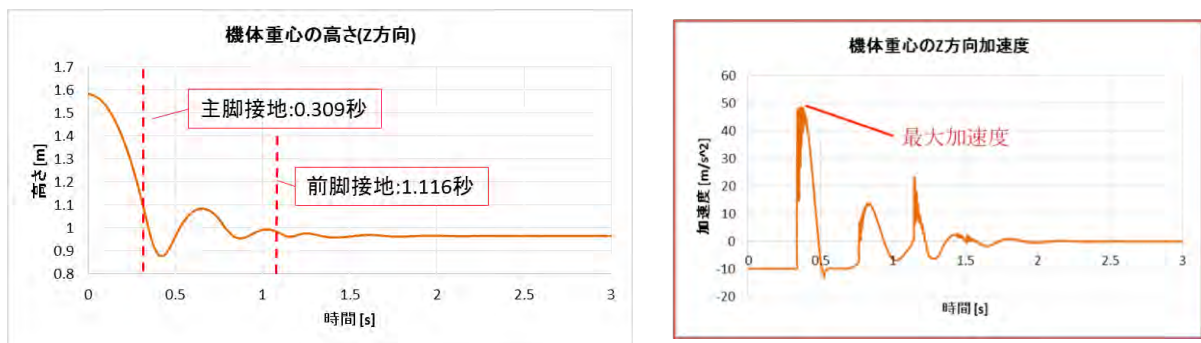


図8 3脚同時接地する場合の応答挙動

5-2. 初期ロール角の影響

3脚同時接地でない場合の初期ロール角の影響を検討するために，ピッチ角 18° に固定して初期ロール角をパラメータとして振った．本節以降の初期条件は，機体迎角 18° ，落下高さは重心が地面から 1.5 m （すなわち降下率約 3 m/s ）の自由落下による接地後の応答解析である．鉛直方向（Z軸）加速度と発生部材力を図9に示す．初期ロール角が大きくなるにつれ鉛直方向加速度は増加傾向にあるが，初期ロール角 1° 以下では左右のタイヤの接地タイミングの僅かなずれに起因して一様傾向の挙動の加速度とはならなかった．主脚前ストラットの部材力も，左右のタイヤが同時に接地しない場合は大きな値となった．脚強度設計上留意すべきことがわかった．

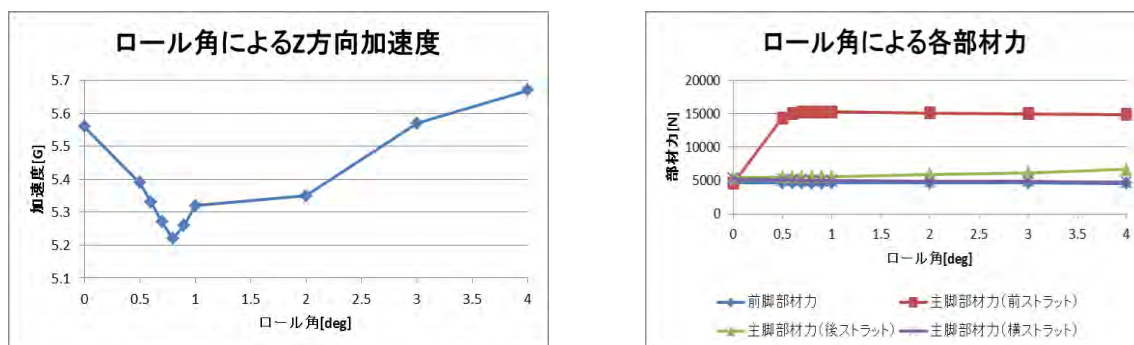


図9 初期ロール角による機体加速度と部材力への影響

5-3. 初期ピッチ角の影響

接地時ピッチ角の変動の影響を検討するために、ロール角は0°に固定して初期ピッチ角をパラメータとして振った。機軸方向(X軸)と鉛直方向(Z軸)の加速度と発生部材力を図10に示す。ピッチ角が小さくなると機軸方向(X軸)と鉛直方向(Z軸)両方の加速度が大きくなる。また、主脚の後ストラットの部材力はピッチ角を小さくすると大きくなる傾向にある。着陸時の機体迎角を18°に固定して設計した主脚では、迎角が想定より小さくなることはむしろ脚荷重を増加させる。

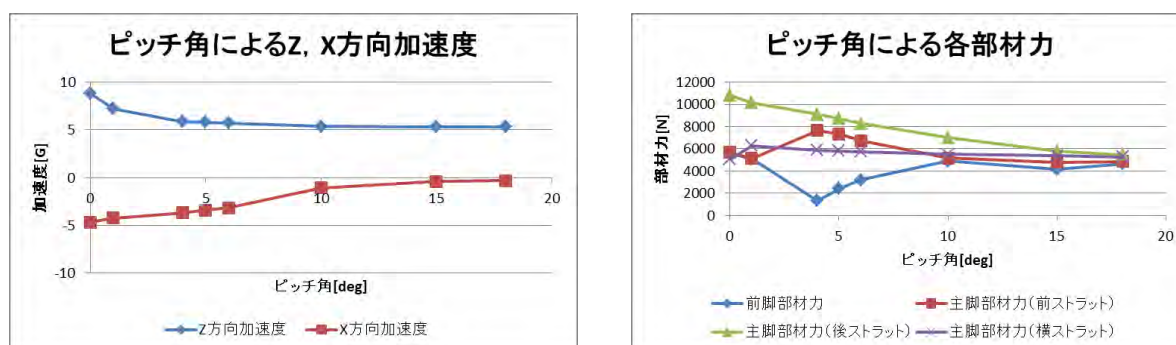


図10 初期ピッチ角による機体加速度と部材力への影響

5-4. 初期ピッチ角と初期ロール角の組み合わせの影響

初期ピッチ角と初期ロール角の影響は単調に増減する傾向ではないことがわかったため、接地時ピッチ角とロール角の変動による部材力への影響を検討するために、ロール角が僅かにある状態として初期ロール角を1°に固定して初期ピッチ角をパラメータとして振った。機軸方向(X軸)と鉛直方向(Z軸)の加速度と発生部材力を図11に示す。ピッチ角が4°より小さくなると水平方向と鉛直方向の両方の加速度が大きくなり着陸条件を満たさなくなる。主脚部材力はピッチ角を小さくすると大きくなる傾向にある。このように、ここで検討した脚様式では、3脚同時接地ではなくなる着陸時姿勢の変動が、脚強度設計およびバネやダンパの仕様の選定に大きな影響をもたらすことがわかった。

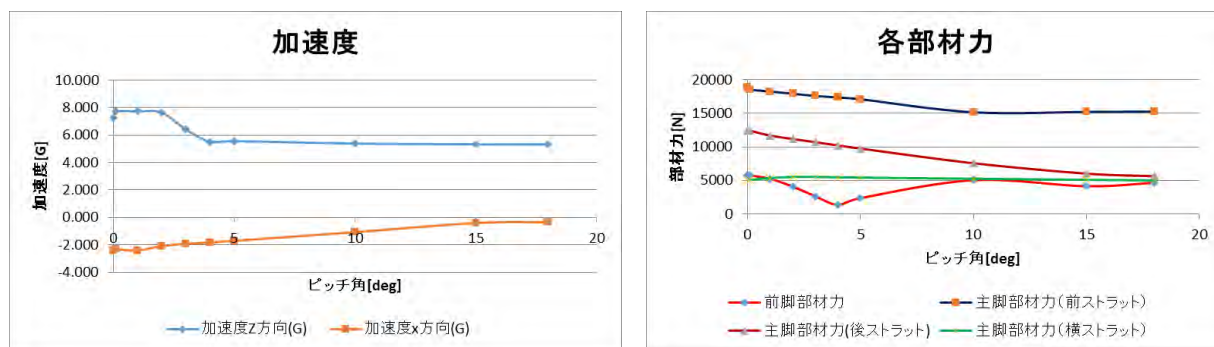


図 1.1 初期ロール角 1°の場合の初期ピッチ角による機体加速度と部材力への影響

6. まとめ

小型無人超音速飛行実験機オオワシ 2 号機の想定される慣性諸元を用いた着陸ダイナミクス解析結果を基に脚構造の初期設計を行い，着陸インターフェース条件を満たす主脚構造案を提案した．今回提案した主脚構造の使用を前提とした場合，接地時の姿勢変動が想定より小さければ着陸衝撃が緩和されるわけでは必ずしもなく，着陸インターフェース条件を満たす初期姿勢角は，初期ピッチ角は 10°～ 18°，初期ロール角は -4°～ +4°の間であることがわかった．

小型無人超音速機の完全自律着陸に向けた制御系構成法の研究

上羽 正純（航空宇宙システム工学ユニット 教授）

○横田 滋弘（航空宇宙総合工学コース 博士前期 2 年）

1. 研究の背景と目的

本学航空宇宙機システム研究センターでは、マッハ 2 程度までの速度で飛行できる小型無人超音速実験機の開発が進んでいる。基盤技術の一つである誘導制御技術は姿勢の安定を確保しつつ所望の姿勢精度で目標値へ飛行するのみならず、エンジン性能・空力加熱等の条件を満たしつつ、離陸、上昇、旋回、超音速飛行、下降、着陸といった各種飛行モードに自律的かつ最適に飛行するための重要技術である。本小型超音速機は離陸から着陸までを自律で飛行することが要求されており、特に着陸時は飛行モードの中で最も事故発生率が多い。そのため、各種不安定要因が発生する中で高い姿勢制御精度及び小さな降下率が要求される。加えて、実験の容易性から、ILS（計器着陸装置）等の地上施設がない滑走路で着陸する必要がある。従って本研究では完全自律型の着陸制御技術の確立を目標としている。

今回は小型無人超音速機を用いた飛行実験の初期段階として、機体速度の遅い電動模型飛行機に対して、着陸制御系の着陸性能をシミュレーション及び実証実験により評価した結果を報告する。実証実験ではラジコン操縦者の有視界距離・操縦技術および飛行距離を考慮し、図 1 に示すような、制御開始時の機体位置、グライドスロープ・フレアパスで構成される着陸経路を設定する。

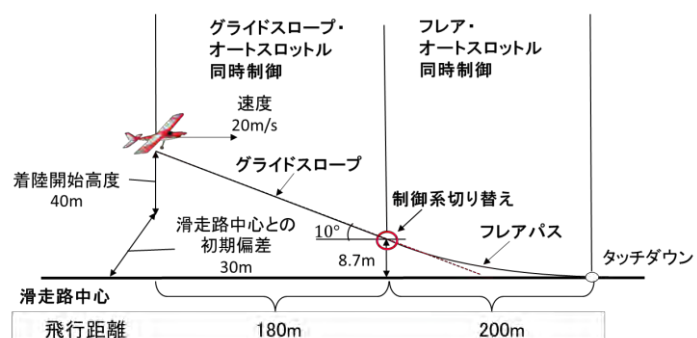


図 1 着陸経路

2. 着陸制御系構成とシミュレーション

以下に述べる機体および制御系で制御パラメータを設計し、6 自由度シミュレーションを行う。

2-1. 対象機体

実験には、図 2 に示す電動模型飛行機（京商製カルマート α40）を用いる。計測した機体寸法から 3DCAD モデルを作成し、慣性性能等の機体諸元を求め、測定値・実験値から推算式⁽¹⁾を用いて空力微係数を推算した。迎え角及び定常飛行速度は手動操縦による実験データより設定した。



図 2 使用機体

2-2. 制御系

図1の飛行条件を満たす制御系として、図3に示すような着陸制御系^②を構成する。通常、ランダートーンコーディネーション制御系の出力として使われるが、実験機にADSを搭載していないため、使用しない。

ラジコン操縦による着陸時降下率より、目標降下率は1 m/s 以下。滑走路幅は30 m であるため、機体を滑走路中心より10 m 以内で着陸することを目標とする。

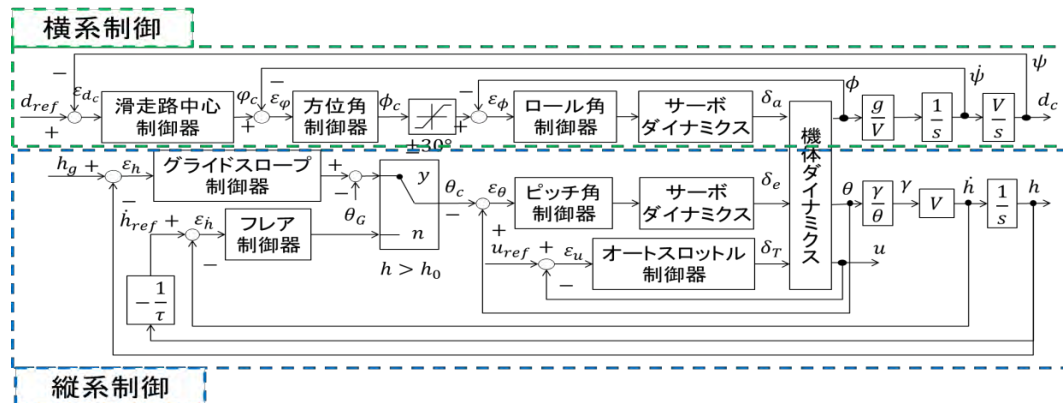


図3 着陸制御系

2-3. シミュレーション結果

フレア制御区間はグライドスロープ制御区間と比べ高度範囲が小さいため、2つを分けて示す。データ更新間隔は飛行実験に使用するテレメトリデータ更新間隔80 ms とした。図4にグライドスロープ制御区間、図5にフレア制御区間のシミュレーション結果を示す。

グライドスロープ制御、フレア制御、滑走路中心制御は目標値へ追従しており、安定に機能することが分かった。また、接地時の降下率、滑走路中心偏差はそれぞれ0.5 m/s, 0.5 m 程である。

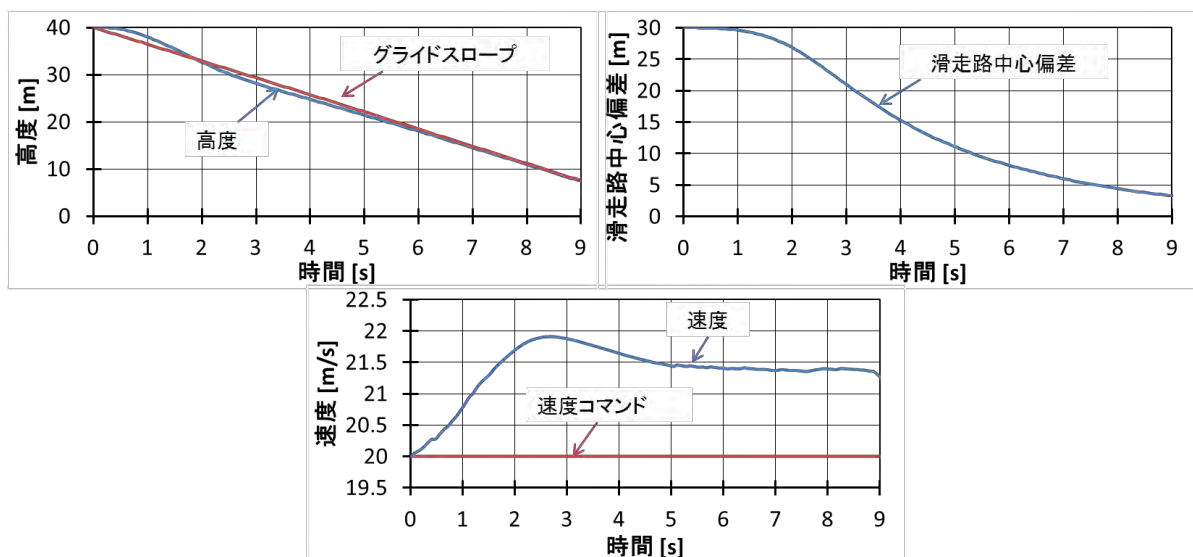


図4 グライドスロープ制御区間シミュレーション結果

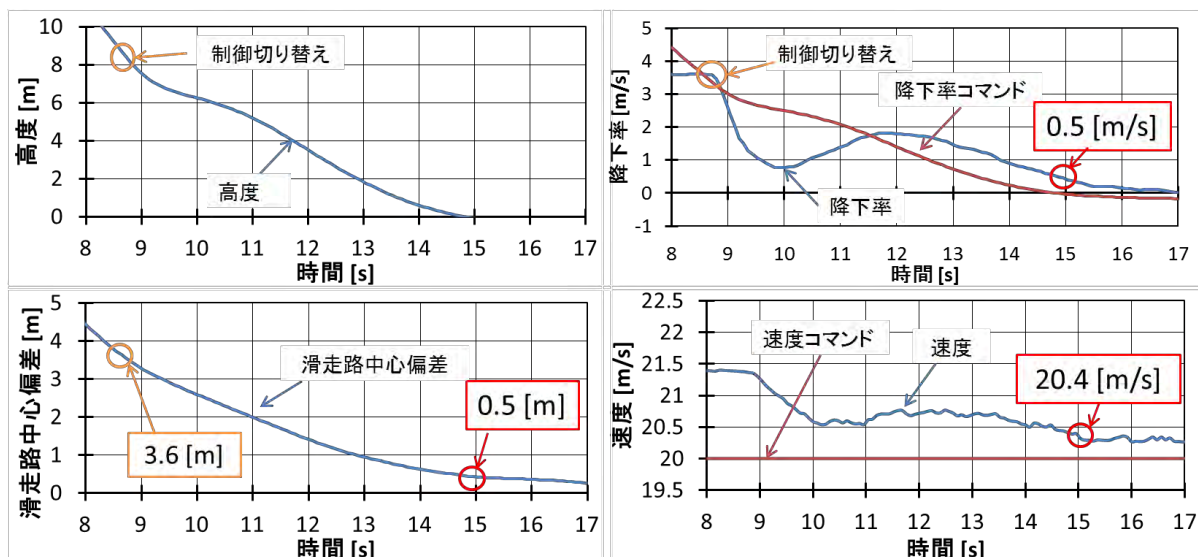


図5 フレア制御区間シミュレーション結果

3. 模型飛行機による実証実験

設計した着陸制御系の安定性及び制御性能を評価するため、前述した飛行経路及び以下に述べる高度センサを用い実証実験を行う。

3-1. 高度センサ

一般的に、単独測位による GPS 高度精度は 10 m 程で着陸制御に使用できない。そこで、図 6 に示すような気圧センサ、超音波センサ、赤外線センサで高度センサを構成し、表 1 に示すように高度センサを組み合わせ複合高度として出力する。また、降下率についても同様に GPS 速度では精度が悪いため、気圧センサの微分値を使用する。



図6 高度センサ

表1 複合高度出力構成

センサ種類	使用範囲	精度	使用用途
気圧センサ	3m～	2m	高度出力
超音波センサ	3m～10m	RS15%	バイアス除去
赤外線センサ	0m～3m		高度出力

3-2. 実験結果

実滑走へ向けた着陸制御実験結果をシミュレーションと同様に2つに分けて、図7にグライドスロープ制御区間と図8にフレア制御区間のデータを示す。疑似微分の値が振動的なため、前後5点を移動平均し接地時の降下率評価する。

破損はしなかったが、接地後 0.5 m 程のバウンドを 1 回する結果であった。移動平均降下率は 1 m/s 程で接地し、概ねシミュレーションと同等の結果が得られた。バウンドについては、舵角の空力的トリム点を考慮できていなかったため、負方向のピッチングモーメントが発生したこと、着陸速度が速すぎたこと、降下率出力に気圧センサの疑似微分を用いたことによる誤差によるものと考えられる。

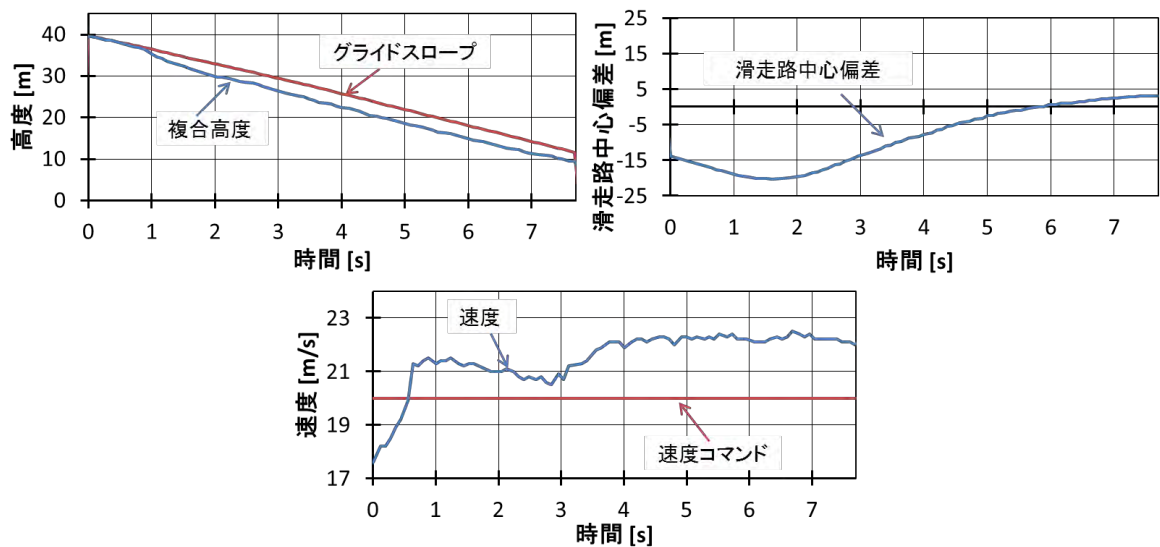


図7 グライドスロープ制御区間実験結果

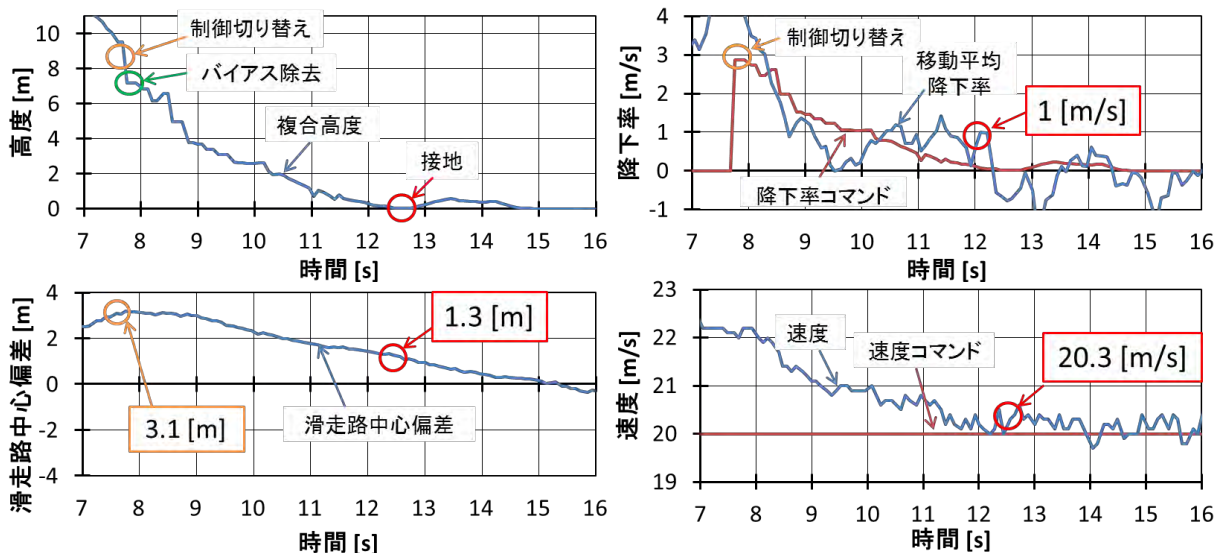


図8 フレア制御区間実験結果

4. まとめ

小型無人超音速実験機の完全自律型着陸制御システム構築のための初期段階として、電動模型飛行機を用いた実滑走路への着陸制御実験を行い、概ね問題なく着陸できること、シミュレーションと同程度の結果が得られることを確認でき、着陸制御技術を確立したといえる。

今後は、着陸制御システムを調整し、電動模型飛行機を滑らかに接地させた後、飛行速度の速い機体および不安定な機体へ移行する。これにより、動圧・着陸距離等が大きくなり、現状の数値モデル化、降下率出力では精度が不足すると考えられる。まずは、数値モデルとの誤差を減らすため、機体アライメントおよびADS搭載法を明確にする。

参考文献

- (1) 片柳亮二, 航空機の飛行力学と制御, 森北出版, (2007), pp.28-153.
- (2) 片柳亮二, 航空機の飛行制御の実際, 森北出版, (2011), pp.15-49.
- (3) 加藤 寛一郎, 航空機力学入門, 東京大学出版, (1982), pp.75-110.

小型無人超音速実験機向け離陸滑走制御系の実証実験

上羽 正純(航空宇宙システム工学ユニット 教授)

○高橋 康平(航空宇宙総合工学コース 博士前期1年)

1. 研究背景と目的

本学の航空宇宙機システム研究センターでは、大気中を高速・高高度で飛行するための基盤技術の研究開発が行われており、そのテストベッドとして小型無人超音速実験機の開発が進められている。本機は滑走路から離着陸する必要があるが自律的な滑走の手法は有人機、無人機ともに確立されていない。本研究では滑走離陸のための制御手法を提案し、シミュレーションおよびラジコン機での実験により性能を確認し、小型無人機の安定した滑走離陸技術の確立を目指す。

一般に飛行機の離陸は静止状態から加速をはじめ所定の高度に達するまでの区間とされるが[1], 本研究では離陸を滑走, 機首上げによる浮上, 上昇の3段階的に分けて実現して行くこととし, はじめに滑走に関する制御技術を確立する。

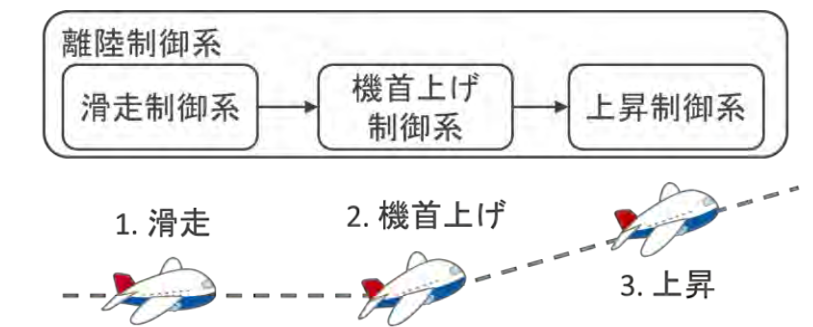


図1 離陸制御系

2. 従来技術と問題の所在

本研究では機体の制御手法にステアリングを使用する。自律的な走行の例として自動車の自動運転があるが、小型無人機の離陸速度は自動車よりも高速であり、機体ダイナミクスが速度により変化する点が異なる。また、自律的な滑走離陸の例が殆ど無いため制御則設計の目標精度やその指針となる要素が明らかになっていない。従って、機体ダイナミクスの変化に対応し、安定的に滑走するための目標精度、条件を明確化する必要がある。

3. 滑走誘導制御系

小型無人機が滑走路を滑走する場合を想定し、航空機の着陸制御系[2]を参考にした誘導制御系を提案する。提案する誘導制御系は、機体位置の滑走路中心線からの偏差 d から方位角コマンド ψ_{cmd} を算出する滑走路中心維持制御系と、方位角コマンド ψ_{cmd} に合わせて機体の方位角 ψ を制御する滑走方向制御系で構成される。

滑走路中心維持制御系により方位角コマンド ψ_{cmd} を算出し、滑走方向制御系は方位角 ψ およびZ軸角速度 r のフィードバックにより機体の方位角 ψ を方位角コマンド ψ_{cmd} に一致させる。機体ダイナミクスの変化については、ゲインを機体の速度に応じて変化させることで対応する。

滑走路中心維持制御系については、前年のPI制御から応答性向上を目指しPD制御に変更する。

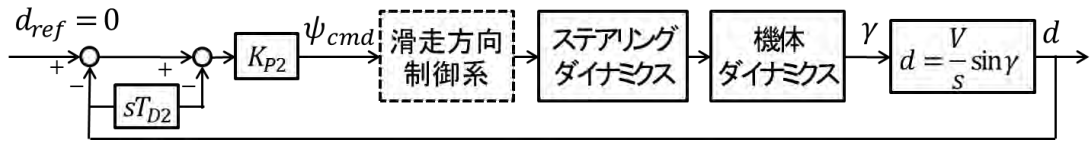


図2 滑走路中心維持制御系のブロック線図

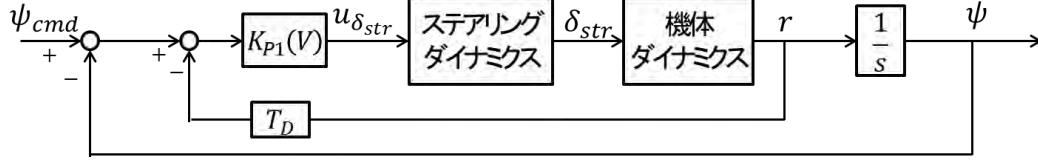


図3 滑走方向制御系のブロック線図

$$K_{p1}(V) = \begin{cases} \dot{K}_{p1} V_{peak}^3 / V & (V < V_{peak}) \\ \dot{K}_{p1} V^2 & (V > V_{peak}) \end{cases} \quad (1)$$

4. 滑走制御系の目標性能

離陸時の誘導制御系に必要な性能が明らかになっていないことから、本実験の段階では誘導制御系の暫定目標性能を設定し、シミュレーションおよび実験により実現可能であるかを検証する。滑走路中心維持制御系の目標性能は滑走時と機首上げ移行時で設定した。滑走時は滑走路上に留まることを第一とし、滑走路中心線からの偏差が±10 m 以内を目標性能としている。機首上げ移行時は安定して機首上げ操作に移行できるよう機体方位角にも目標値を設定した。機首上げ速度 15 m/s 到達時の目標性能は、滑走路中心線からの偏差を±10 m 以内、機体方位角が±5 deg 以内とする。

5. 実証実験

滑走誘導制御系の実証実験として実験機による滑走実験を行った。実験機には小型無人超音速実験機の前段階として、翼幅 1.6 m ほどの電動ラジコン機に誘導制御回路や各種センサを搭載したものを使用した。実験は白老滑空場にて実施し、滑走方向制御系では機体方位角の制御性能を、滑走路中心維持制御系では機体位置の制御性能を確認した。その結果、目標精度を達成し安定して滑走路中心線上を滑走できることが確認できた。

5-1. 実験内容

滑走誘導制御系は、滑走方向制御系と滑走路中心維持制御系から構成されている。滑走路中心維持制御系は、滑走方向制御系が十分な方位角制御精度を持つ事を前提としているので、制御系を段階的に実証して行く必要がある。まず、実験 1 として滑走方向制御系の滑走実験を行い、滑走時の機体方位角が方位角コマンドに追従できているかを確認する。このとき必要であれば制御系パラメータの調整を行う。滑走方向制御系の性能が十分であれば、実験 2 として滑走路中心維持の実験を行い、機体位置が滑走路中心線に追従できるか確認する。

実験時の制御系のパラメータは古典制御理論とシミュレーションにより設計したものを使用した。実験時の座標系については制御開始時の位置を原点とし、X 軸の正方向を真方位 112.73 deg. 方向に、Z 軸の正方向を重力方向に、Y 軸の正方向を滑走路の右手方向にとることとする。滑走路中心維持制御系の目標値は、本来であれば滑走路中心線上である 0 m とすべきだが目標値への応答性を確認するために -3 m オフセットしている。

5-2. 実験機器構成

実験機は市販の電動ラジコン機である「京商 カルマート α 40」を使用し，誘導制御回路および航法装置，小型無線通信モジュール，地上高測定用センサを搭載している．航法装置から位置・速度・姿勢・加速度・角速度を取得し，誘導制御回路にてステアリングコマンドを算出，電動ラジコン機のステアリング用サーボモータを駆動する．小型無線通信モジュールは地上局である PC にテレメトリデータを送信するために使用する．地上局 PC も同じモジュールを使用している．その他のセンサとして気圧センサ，赤外線測距センサ 2 種，超音波測距センサを搭載しており高度の測定に使用する．

5-3. 実験結果

実験結果を表 3 に示す．実験 1 は滑走方向制御系の方位角制御性能の確認を，実験 2 は滑走路中心維持制御系の位置制御性能の確認を目的としている．実験 1, 2 とも機首上げ速度である 15 m/s まで加速できており，機首上げ速度時の目標性能を達成できていることが確認できる．

実験 1 の機体方位角と滑走路に対する機体位置を図 5 に示す．滑走路中心維持制御系の制御ゲインは意図的に低く設定している．図 5 (a) は滑走時の方位角のグラフで実線は機体方位角を，破線は目標方位角を表している．滑走は 4 s から始まり 17 s で終了しており，10 s から機体方位角が目標方位角に追従していることが確認できる．

実験 2 の機体方位角と滑走路に対する機体位置を図 6 に，滑走時の機体位置の軌跡を図 7 に示す．図 6 (b) は滑走時の機体位置のグラフで，実線は機体位置を，破線は目標位置を表している．滑走は 4 s から始まり 20 s で終了しており，8 s から機体位置が目標位置である -3 m に追従していることが確認できる．

表 1 実験機の緒元	
京商 カルマート α 40	
質量	3.03 kg
翼幅	1.58 m
翼弦長	0.27 m
翼面積	0.4266 m ²
アスペクト比	5.85

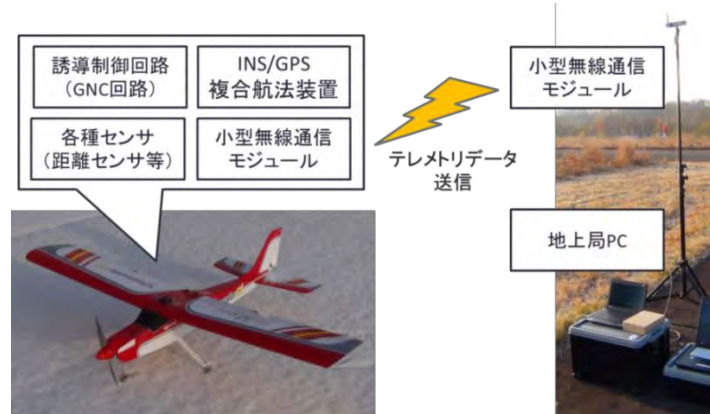


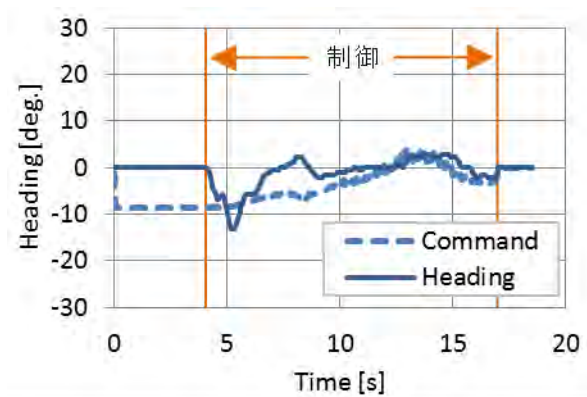
図 4 実験機器構成

表 2 制御系パラメータ			
	事前設計	実験 1	実験 2
\dot{K}_{p1}	0.003	0.003	0.003
T_D	0.3	0.3	0.3
V_{peak}	8.0 m/s	8.0 m/s	8.0 m/s
K_{p2}^{**}	0.2	0.05	0.2
T_{D2}	0.5	0.5	0.5

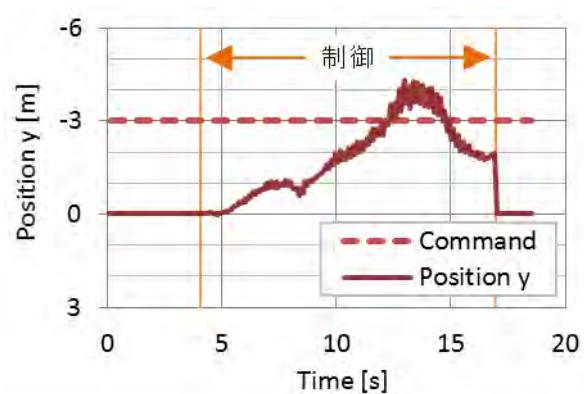
※方位角コマンドの単位は rad

表 3 実験結果			
	目標性能	実験 1	実験 2
滑走距離	-	149.16 m	132.09 m
最高速度	15 m/s	17.98 m/s	16.22 m/s
方位角※	± 5 deg.	2.29 deg.	1.14 deg.
位置偏差※	± 10 m	-	0.41 m

※機首上げ速度 15 m/s 到達時

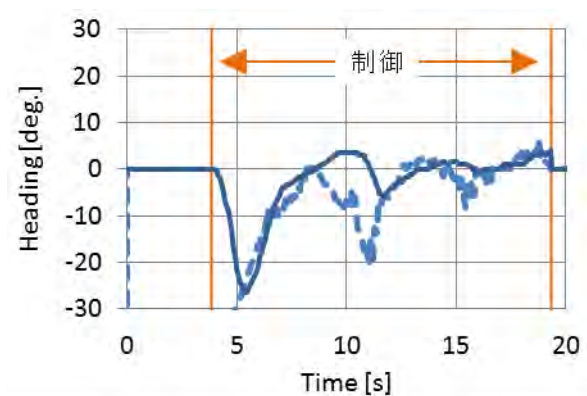


(a) 滑走路に対する機体方位角

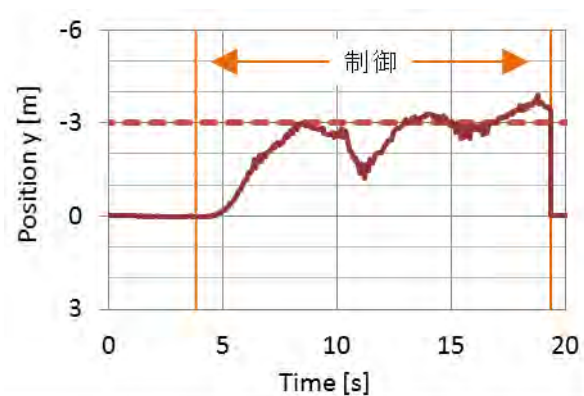


(b) 滑走路に対する機体の横方向位置

図5 実験1 (滑走方向制御系の方位角制御性能の確認)



(a) 滑走路に対する機体方位角



(b) 滑走路に対する機体の横方向位置

図6 実験2 (滑走路中心維持制御系の位置制御性能の確認)



図7 実験2の滑走軌跡

参考文献

- [1] 日本航空宇宙学会, 「航空宇宙工学便覧」, 丸善出版
- [2] 片柳亮二, 「航空機の飛行力学と制御」, 森北出版株式会社, 2011.
- [3] 安部正人, 「自動車の運動と制御 車両運動力学の理論形成と応用 第2版」, 東京電機大学出版局, 2012.
- [4] システム制御情報学会編, 「PID 制御」, 朝倉書店, 1992 .

小型無人超音速機向けトラック飛行実証実験

上羽 正純（航空宇宙システム工学ユニット 教授）

○高久 雄一（航空宇宙システム工学ユニット 助教）

1. はじめに

本学の航空宇宙機システム研究センターでは、大気中を高速・高高度で飛行するための基盤技術の研究開発が行われており、そのテストベッドとして小型無人超音速機の開発が進められている。本小型無人超音速機の実現には、滑走、離陸、上昇、旋回、水平飛行、下降、着陸の各種飛行モードの自律飛行実現が不可欠である。

本研究では、水平飛行と旋回の各飛行モードを繰り返し行ってトラック形状の経路を飛行するトラック飛行の制御を考える。トラック飛行の実現には、水平飛行モードと旋回モードの制御系をそれぞれ設計し、それらの飛行モードを切り替えて姿勢を制御する必要がある。しかし、一般的には飛行モードが切り替わるのと同様には機体の姿勢は変化せず、遅れが存在する。遅れを考慮しないと、旋回モードから水平飛行モードに切り替える場合では、所望の旋回より大きく旋回してしまいトラック形状で飛行しないことが問題となる。

そこで本報告では、トラック飛行のための制御手法を提案し、ラジコン飛行機を転用した小型自律無人航空機による実験で検証した結果を報告する。

2. 制御系

2-1. トラック飛行

航空機をトラック飛行させるために、図1に示すように水平飛行モードと旋回モードを組み合わせ、切り替える。

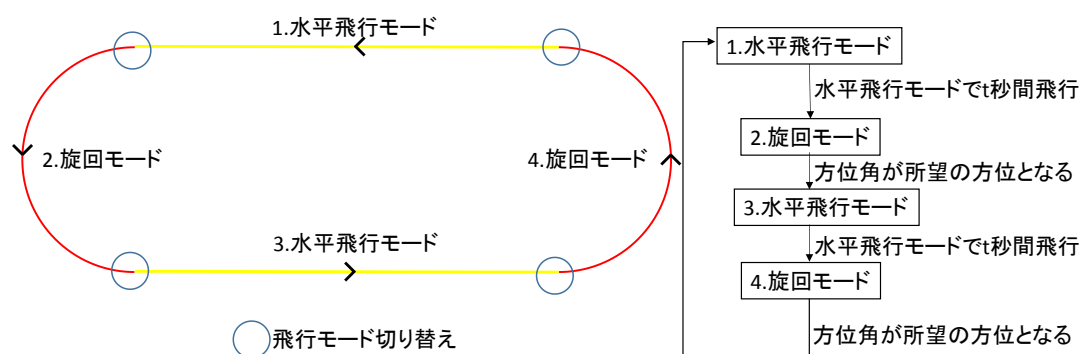


図1 トラック飛行における使用モードと切り替え

トラック飛行するためには、水平飛行モードの飛行距離が一定である必要がある。そこで、本手法では航空機の色度は一定になるよう制御されていると仮定し、水平飛行モードの時間を定めることで水平飛行モードにおける飛行距離が一定となるようにする。また、旋回モードから水平飛行モードへの切り替えは方位角が所望の値となったら、切り替えることとする。

このとき、旋回モードに切り替わったときの色方位角の値から 180 deg 回転後、水平飛行モードに切り替えるように設定する。ただし、180 deg 回転後に水平飛行モードに切り替わるようにす

ると、立ち上がりから整定するまでの時間に遅れがあることから 180 deg を超えて回転することが問題となる．そこで、方位角が 180 deg 以下の値に到達した時点で水平飛行モードへ切り替えることとする．

一方、水平飛行モードから旋回モードへ切り替えにおいては、応答の遅れによって水平飛行する距離が伸びる．しかし、トラック形状の経路を飛行するという観点では影響が小さいと考えられるので、遅れについては考慮しないこととする．

2-2. 水平飛行モード

水平飛行モードでは、機体の姿勢が一定となるように姿勢角を制御し、かつ速度、高度を一定にする必要がある．そこで、水平飛行モードにおける制御系を図2のように構成してエルロン、エレベータ、スロットル、ラダーへの入力量 δ_a 、 δ_e 、 δ_t 、 δ_r を算出することで、ロール角、ピッチ角、方位角の各姿勢角および速度、高度を制御する．

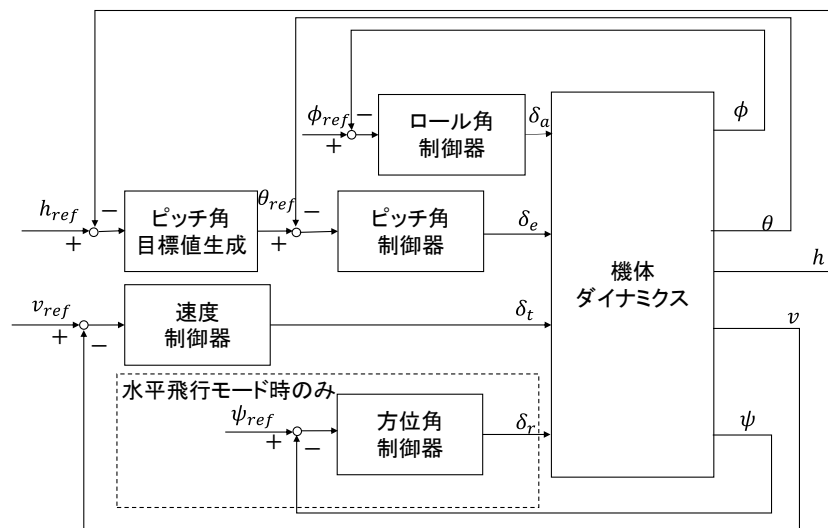


図2 水平飛行モード，旋回モード制御系

2-3. 旋回モード

旋回モードでは速度、高度、旋回半径一定で旋回をするように制御する．旋回半径 R は、垂直方向の釣り合いより、重力加速度 g とすると次式で与えられる．

$$R = \frac{v^2}{g \tan \phi} \quad (1)$$

(1)式より、速度一定ならば、旋回半径はロール角のみに依存する．そこで、一定のロール角で機体がバンクするように制御し、半径一定の旋回を実現する．

旋回モード制御系は、ラダー操作による旋回運動への干渉を避けるため、図2のように水平飛行モード制御系から方位角の制御を除いたものとする．

3. 飛行実験

3-1. 使用実験機

本実験には、慣性航法装置、制御回路、無線通信モジュール、高度センサを搭載し誘導制御システム[1,2]が構築されたラジコン機を使用した．

3-2. 飛行条件

水平飛行モード、旋回モードにおけるロール角目標値、高度目標値、速度目標値は表1のように定めた。

表1 各飛行モードにおける高度、速度、ロール角、目標値

	水平飛行モード	旋回モード
高度	自動操縦開始高度	自動操縦開始高度
速度[m/s]	20	20
ロール角[deg]	0	-40

また、水平飛行モードの飛行時間は10秒とし、旋回モードから水平飛行モードへ切り替える方位角の設定値は、実験を行う白老滑空場の滑走路の方位から算出した。

3-3. 実験結果

白老滑空場での飛行実験の飛行軌跡を図3に示す。図の軌跡において、白線は手動操縦、黄が水平飛行モードでの自動操縦、赤が旋回モードでの自動操縦による飛行を示す。

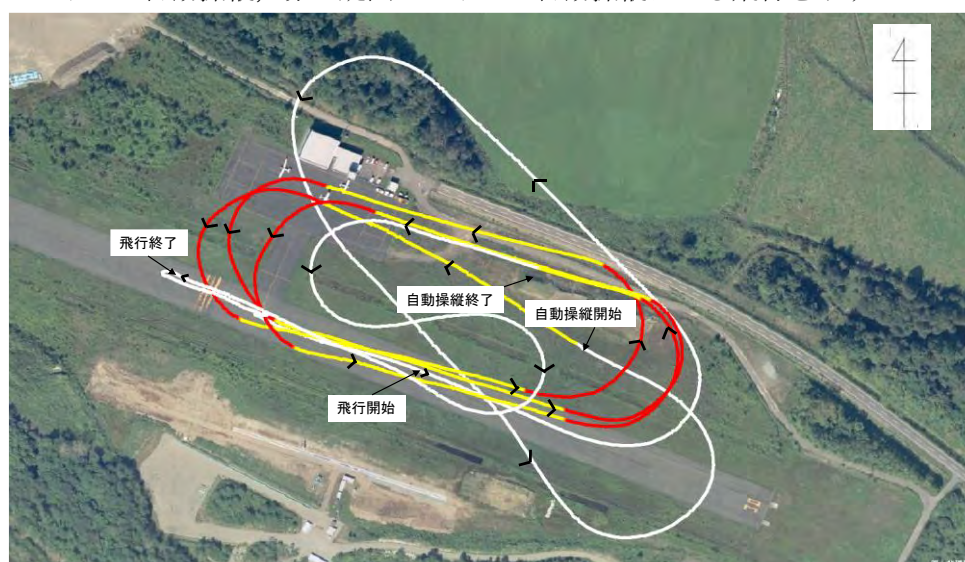


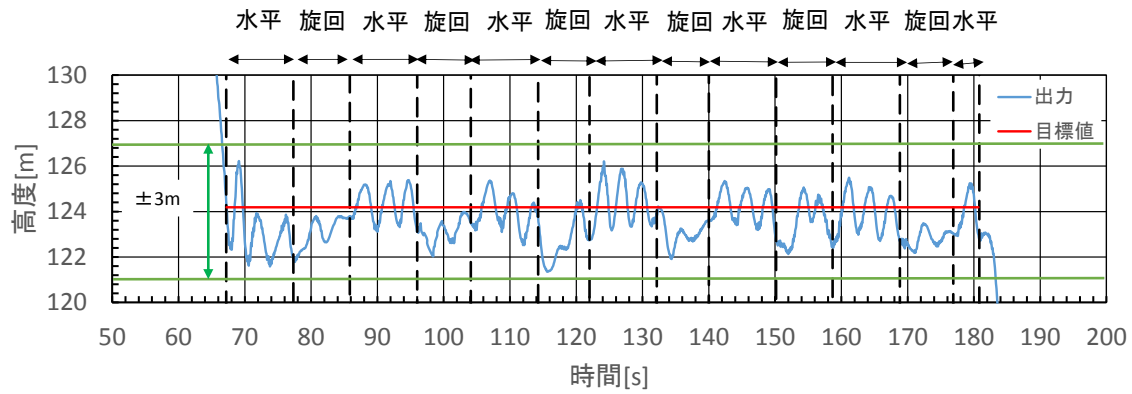
図3 飛行軌跡

図3より、飛行軌跡がトラック形状であることが確認できる。

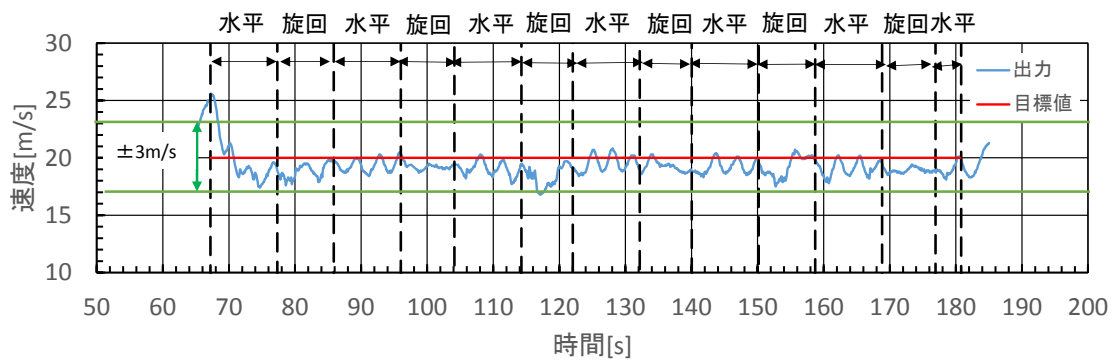
次に、自動操縦時の高度、速度、ロール角のプロファイルを図4に示す。高度は±3 m、速度は±3 m/s 程度に制御されていることがわかる。ロール角は、目標値と5 deg 程度の偏差があるが、水平飛行、旋回の各モードで±3 deg 程度に制御されていることがわかる。また、飛行モードの切り替え時に2秒程の応答の遅れがあることが確認できる。以上より、水平飛行モードと旋回モードを切り替えるときに、姿勢は不安定にならず、高度、速度を維持できていることを確認した。また、応答の遅れがある場合でも飛行モードの切り替え条件を適切に定めることで、トラック飛行が可能であることを確認した。

4. まとめ

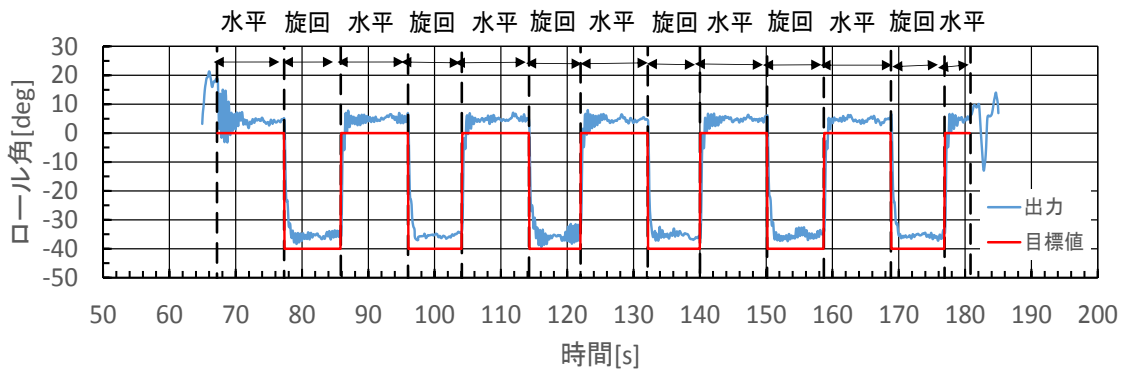
ラジコン機を用いたトラック飛行の実証実験を行ない、良好な結果を得た。今後は、目標値と出力との偏差を除去するとともに、一定のトラック上を飛行させるために、水平飛行モード時の飛行位置の制御系を組み込む。



(a) 高度



(b) 速度



(c) ロール角

図4 飛行実験における高度，速度，ロール角プロファイル

参考文献

- [1] 上羽, “誘導制御及び遠隔監視制御回路の開発,” 年次報告書 2012 航空宇宙機システム研究センター 室蘭工業大学, 2013 年 7 月, pp.84-87
- [2] 上羽, 野口, 竹内, “小型無人航空機向け遠隔監視制御系用無線通信装置の構築,” 年次報告書 2013 航空宇宙機システム研究センター 室蘭工業大学, 2014 年 8 月, pp.78-80

小型無人超音速実験機向けテレメトリ用無線通信装置の性能評価

○上羽 正純（航空宇宙システム工学ユニット 教授）

高久 雄一（航空宇宙システム工学ユニット 助教）

石濱 勇樹（機械航空創造系学科 4 年）

1. はじめに

室蘭工業大学・航空宇宙機システム研究センターでは、大気中を高速度で飛行するための革新的な基盤技術を創出する研究開発を推進しており、地上で研究された基盤技術を実際の高速飛行環境で飛行実証するための小型無人超音速実験機（フライング・テストベッド FTB）の構築を進めている。

本実験機を長距離飛行させるには、実験機に搭載したセンサにより位置、速度、姿勢等の飛行状態を計測し、それらデータをリアルタイムで無線伝送するとともに、地上からのコマンドを実験機に伝える遠隔監視制御系を構成（図 1）することが必須である。無線伝送するために実験機に搭載あるいは地上で準備する無線通信装置は、最終的な飛行距離である 100 km の伝送できる能力が必要である。ここでは、本遠隔監視制御系として、10 km 程度の飛行距離を想定して選定した市販無線通信モジュール及び 100 km の飛行実験距離にも対応可能なよう 2014 年度開発したテレメトリ無線通信装置の性能評価を行った結果を報告する。

また、本テレメトリ回線を実現するためには、実験機に搭載するアンテナも重要である。ここでは、スロットアンテナを用いて機体の導電性の影響の評価ならびにその影響軽減のための対策を検討した結果も報告する。

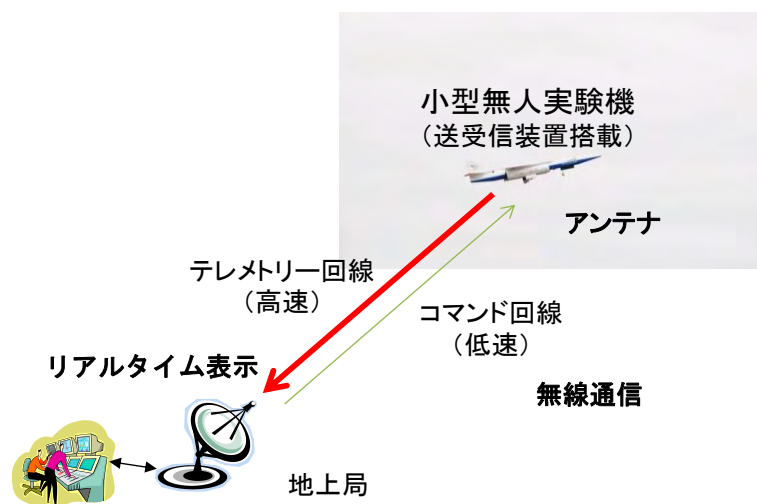


図 1 遠隔監視制御系構成

2. 無線通信装置の構築

最終的な実験機は 100 km 飛行するために、それだけの距離を無線伝送可能な装置が必要であるが、最終的な実験機が完成するまでの途中段階の誘導制御系技術等の実証の観点からは、プロペ

ラジコン機、ジェットエンジンラジコン機等の小規模、中規模サイズの実験機が使用される。この場合、これら中間段階の実験機では最終的な実験機に比して搭載スペースが小さく、飛行距離も最大 10 km 程度であるために、規模に応じて搭載可能な市販の無線通信機器を使用しつつ、最終的な無線通信装置を段階的に準備することが現実的である。

飛行実証のための距離を勘案して、500 m 程度、10 km、100 km の 3 段階の無線伝送距離に区分して、前 2 つの伝送距離の場合には市販の無線通信を、100 km の伝送距離においては特注品を製作することとした。500 m 程度の無線伝送距離については、XBee Pro を使用することとし、その伝送特性評価は完了している^[1]。10 km 用及び 100 km 用については、それぞれ市販無線通信モジュールの使用、特注品による製造を行うことにし、これらについて性能評価を行った。

2-1. 10 km 用無線通信装置

TWE-Strong (図 2) については、2014 年度は、地上 800 m 距離での伝送実験を行っているが、2015 年度は、送信側は模型航空機、受信側は地上として 800 m 距離での伝送実験を行った。模型飛行機 (カルマート $\alpha 60$) に慣性航法装置 (Tiny Feather) を搭載して、それにより計測される位置、速度、加速度等の 40 ms 間隔で送信される 78 バイトのデータを地上で受信したときの受信バイト数で受信率を評価した。受信率を表 1 に、模型飛行機の飛行エリアと受信点の位置関係を図 3 に、実際の飛行軌跡を図 4 に示す。



外観

使用アンテナ	伝送距離
内臓アンテナ	1.7km
無指向性アンテナ	3.1km
八木宇田アンテナ	10km

伝送距離

表 1 受信率

実験回数	受信率
第一回	94.2
第二回	94.8

図 2 TWE-STRONG の外観と伝送性能



図 3 無線伝送特性試験場所

最大 810 m 程度の伝送距離において、平均 94.5 % の受信率を得た。事前に昨年度と同様に地上-地上間 1 km での受信率の測定を行い、99.97 % の受信率を得ている。昨年度の模型航空機を用いた短距離 (200 m) での無線伝送特性試験結果 89.5 % に対して受信率は向上している。これは距離

が遠いため、模型飛行機の姿勢変化によるアンテナのヌル点、偏波面のずれの影響が少なかったためであると思われる。

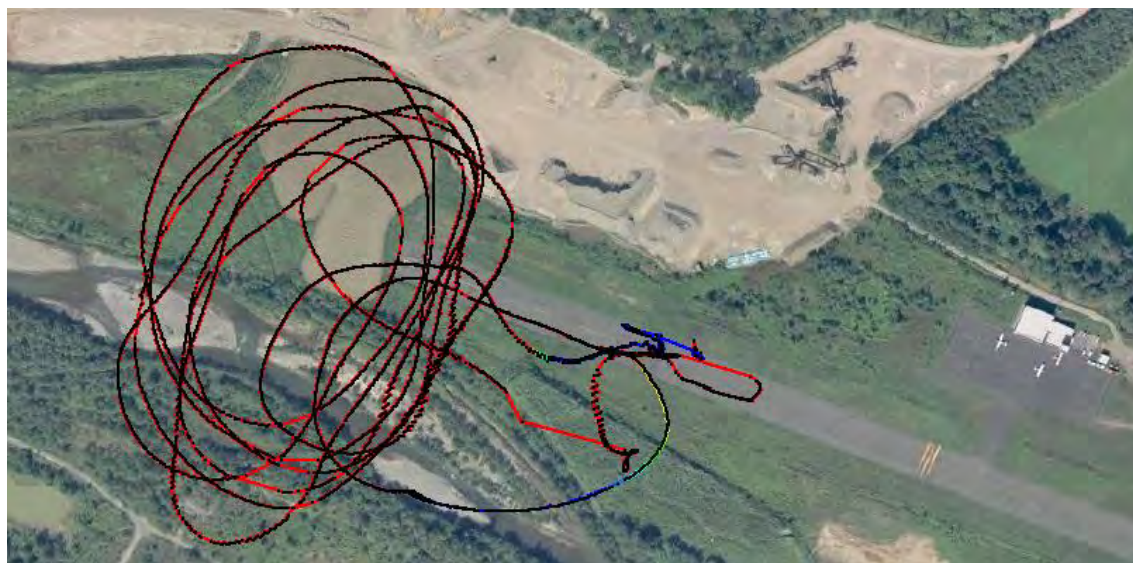


図4 模型飛行機の飛行軌跡（第2回目）

2-2. 100 km 用無線通信装置

2013 年度製作のテレメトリー受信装置²⁾，2014 年度製作のテレメトリー送信装置³⁾を用いて，伝送距離 10 km 程度までの距離に対する受信率を室蘭市内で試験により評価した．測定の 2 地点の場所として 3 km～10 km 程度で見通しが得られる図 5，6 に示す 2 か所を選定した．

送受の測定点（図 7，8）においては，3.6 m 高のスタンド上部に無指向アンテナを取り付けた．試験結果（表 2）に示すように 2 か所の測定点で，100 % の受信率が得られた．



図5 トッカリショ展望台—イタンキ浜（距離 3.6 km）

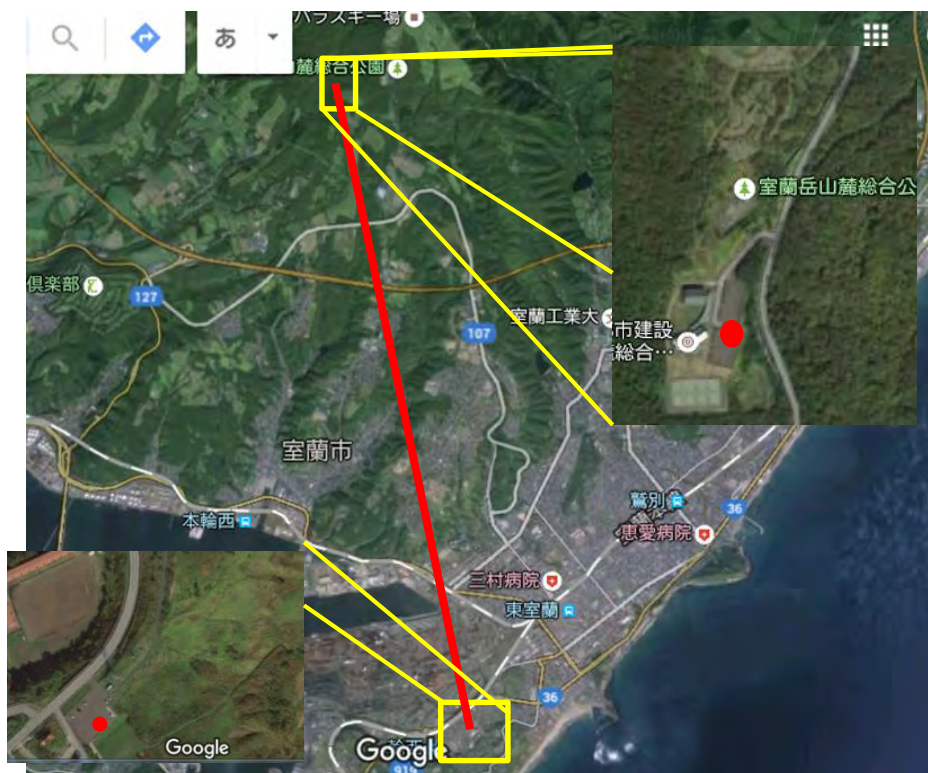


図6 だんぱら潮見公園展望台（距離 8.6 km）



図7 本格版送信系設置状況(8.6 km)



図8 本格版受信系設置状況(8.6 km)

表2 受信率結果

	1回目	2回目	3回目	4回目	5回目	6回目	平均
3.6 km							
受信量[byte]	10000	10000	10000	10000	10000	10000	10000
受信率 %	100	100	100	100	100	100	100
8.6 km							
受信量[byte]	10000	10000	10000	10000	10000	10000	10000
受信率 %	100	100	100	100	100	100	100

3. テレメトリ送信用アンテナ

テレメトリ回線を実現するために重要な装置の一つはアンテナである。特に小型無人超音速機に搭載するアンテナには、空力的に抵抗とならない形状にて、超音速機の姿勢によらず、地上受信局方向に利得を有し、かつ、その利得については可能な限り大きいことが要求される。

さらに、CFRP という導電性の高い材料を機体を使用する場合には、その影響は無視することができず、影響を考慮した上で、所望のアンテナパターン、利得を有するアンテナを設計する必要がある。

ここでは、第一検討として、空力的に影響がなく、ある程度すべての方位に利得を有するスロットアンテナを図9のように機体軸周りに120度ずつずらして3枚の配置について、性能をシミュレーションにより評価する。

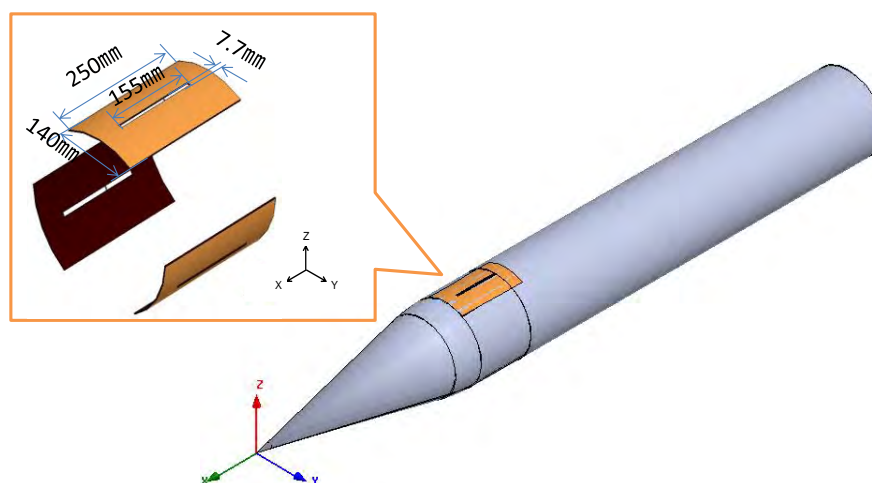


図9 送信アンテナ及び機体実装

3-1. スロットアンテナ単体性能

図10に示すサイズを有するスロットアンテナ単体を電磁界シミュレータのHFSSにて解析し放射パターンや共振特性を求めた。本スロットアンテナは、オオワシの胴体部に沿わすことを想定して幅方向を円弧としている。図11に示すように使用周波数である1281.5 MHz付近に共振点を有し、図12に示すようにYZ面においては $\pm 30^\circ$ の範囲で0 dB以上、 $\pm 60^\circ$ の範囲では-4 dB以上の利得を有し、XZ面においては、-X方向の利得は不足しているものの、 $-60^\circ \sim +30^\circ$ の範囲で-4 dB以上の利得、 $-30^\circ \sim +10^\circ$ の範囲で0 dB以上の利得を有している。

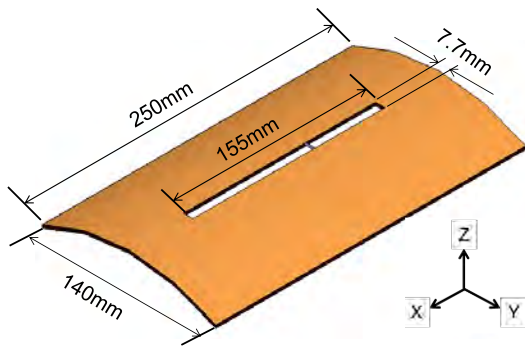


図 1 0 スロットアンテナ概観

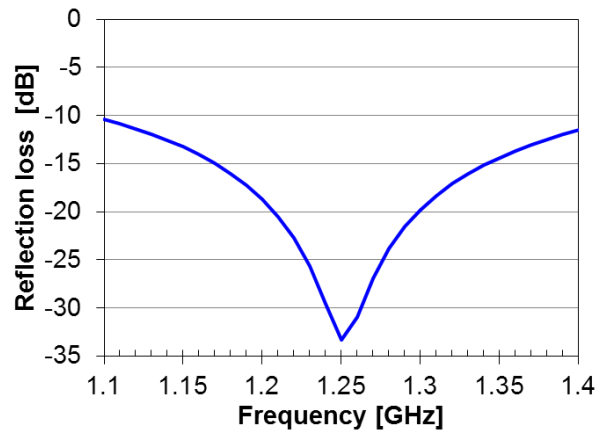
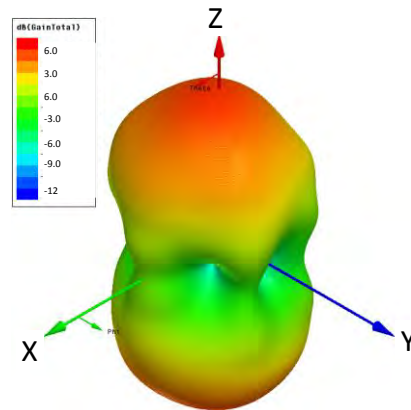
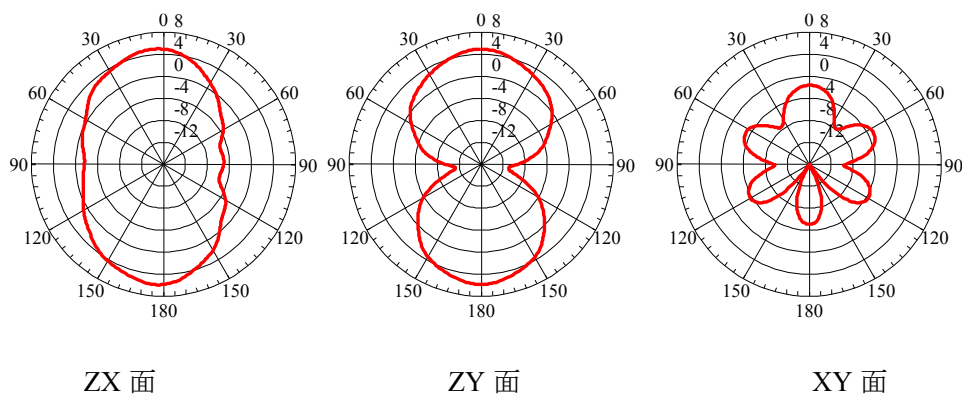


図 1 1 スロットアンテナの共振特性



(a) 3D 表示



(b) カット面での放射パターン

図 1 2 スロットアンテナの放射パターン

3-2. 機体の導電性の影響評価

オオワシ機体全体でのシミュレーションを行うためには機体サイズが大きく、現在所有の計算機ではメモリが不足する。そのため図 1 3 に示すように機体全長 5.8 m に対して、先端から 2.4 m

の胴体部のみでシミュレーションを行い、機体の導電性の影響を評価した。また、機体材料としては、通常航空機で使用する CFRP と絶縁性の高い FRP の 2 種類を想定した。

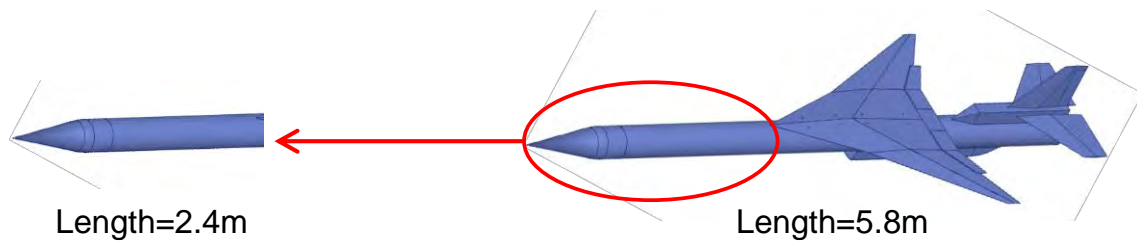


図 1 3 オオワシでのシミュレーション部分

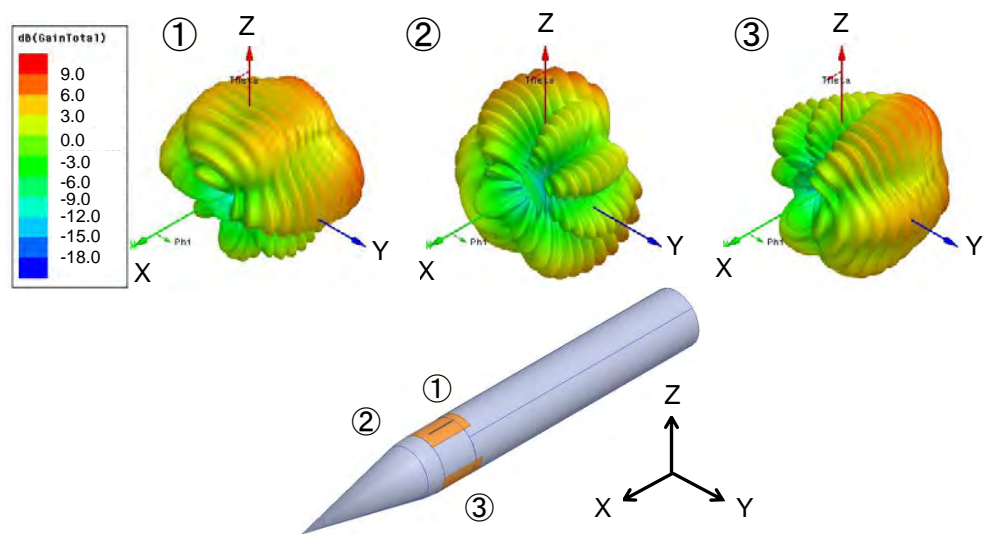


図 1 4 機体が CFRP の場合

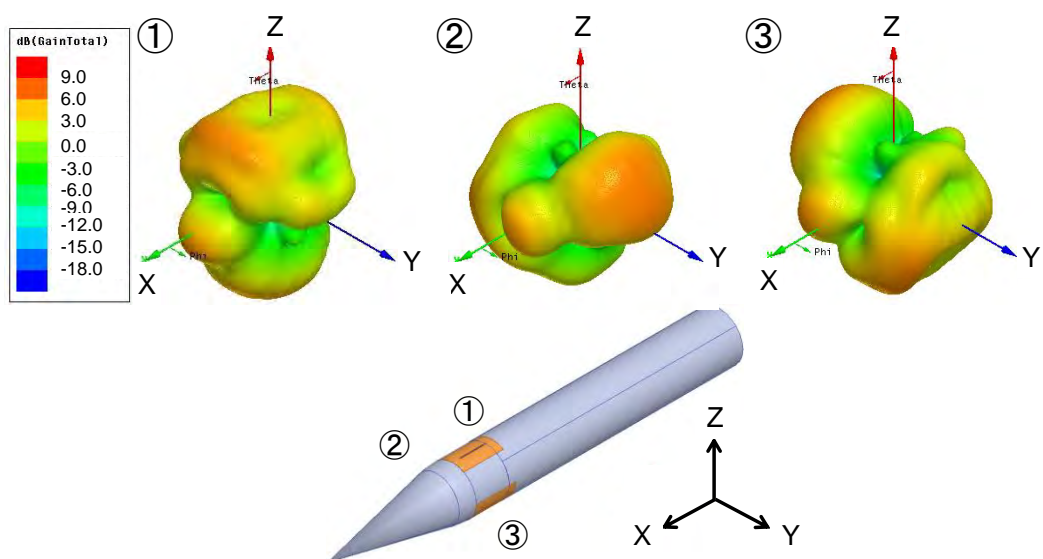


図 1 5 機体が FRP の場合

図 1 4 に CFRP を使用した場合，図 1 5 に FRP を使用した場合のアンテナパターンを示す．CFRP を使用すると機体の導電性の影響を受けて，アンテナパターンにリプルが発生しているものの，FRP の場合にはリプルが発生していない．ただし，アンテナパターンとしては機体という障害物の影響を受けて変形している．

3-3. アンテナと機体の間に誘電体を挟んだ場合の放射特性

CFRP 機体でのアンテナの放射特性の改善のため，アンテナと機体の間に誘電体を挟んだ場合の放射特性を FR4（比誘電率 4.5）と PTFE（比誘電率 2.1）の 2 種類の誘電体を用いた場合についてシミュレーションで評価した．その結果を図 1 6，図 1 7 にそれぞれ示す．このように単に誘電体の誘電率を変えても放射特性には大きな改善は見られなかった．

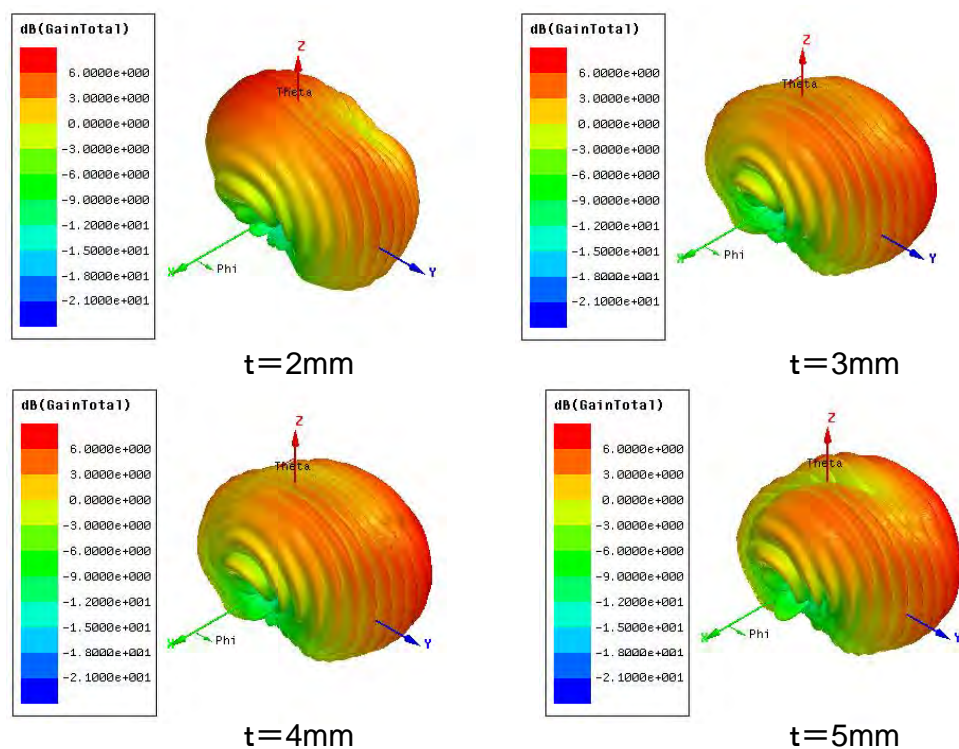


図 1 6 PTFE を挟んだ場合の放射特性

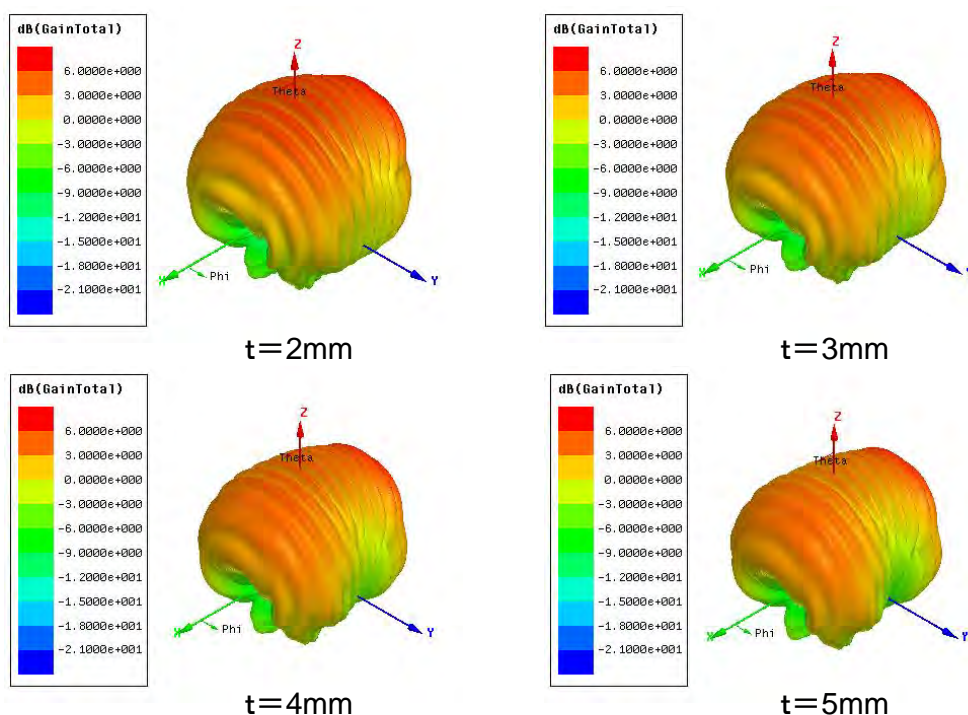


図 1 7 FR4 を挟んだ場合の放射特性

4. まとめ

最大 10 km まで無線伝送可能な市販品無線通信モジュールを実際に無人航空機に搭載し、1 km 以下での伝送特性として受信率を評価した。また、100 km テレメトリー送受信装置については距離 8.6 km までの伝送による受信率を評価し、本距離では 100 %であることを確認した。さらに、搭載用テレメトリー送信アンテナとして、スロットアンテナについて機体が CFRP 及び FRP 製の時のアンテナパターンへの導電性の影響を評価した。この結果、導電性の高い CFRP のみならず、FRP を使用してもアンテナパターンが乱れ、かつ、スロットアンテナと機体の間に誘電体シートを使用しても特性は改善しないことを確認した。今後テレメトリー送受信装置については模型飛行機に搭載しての伝送実験を行うとともに、搭載アンテナについては機体の導電性による影響を小さくする方法を検討する。

参考文献

- [1]上羽, 野口, 竹内, “小型無人航空機向け遠隔監視制御用無線通信装置の構築”, 航空宇宙機システムセンター年次報告書 2013, pp.78-80.
- [2]上羽, 竹内, “小型無人超音速実験機向けテレメトリー用無線通信装置の開発”, 航空宇宙機システムセンター年次報告書 2014, pp.110-113.

小型無人超音速実験機向けコマンド用無線通信装置の開発

○上羽 正純(航空宇宙システム工学ユニット 教授)

1. はじめに

室蘭工業大学・航空宇宙機システム研究センターでは、大気中を高速度で飛行するための革新的な基盤技術を創出する研究開発を推進しており、地上で研究された基盤技術を実際の高速飛行環境で飛行実証するための小型無人超音速実験機（フライング・テストベッド FTB）の構築を進めている。

本実験機を長距離飛行させるには、実験機に搭載したセンサにより位置、速度、姿勢等の飛行状態を計測し、それらデータをリアルタイムで無線伝送するとともに、地上からのコマンドを実験機に伝える遠隔監視制御系を構成（図 1）することが必須である。無線伝送するために実験機に搭載あるいは地上で準備する無線通信装置は、最終的な飛行距離である 100 km の伝送できる能力が必要である。ここでは、本遠隔監視制御系として飛行実験距離に対応して 2 段階に分けて構築することとしている。近距離用には、テレメトリ用これまで選定している市販無線通信モジュールの全二重あるいは半二重化により対応し、遠距離用には試作あるいは既存無線通信装置の改造により送受信装置を構築することとした。本報告では、後者のコマンド無線通信装置の開発結果を報告する。さらに、小型無人実験機にはコマンドを受信するためのアンテナを実装する必要がある。テレメトリ送信アンテナの時と同様に、コマンド受信アンテナが機体の導電性の影響を受けることが予想される。そのため、現在想定しているアンテナでその性能についてシミュレーションにより評価した結果も報告する。

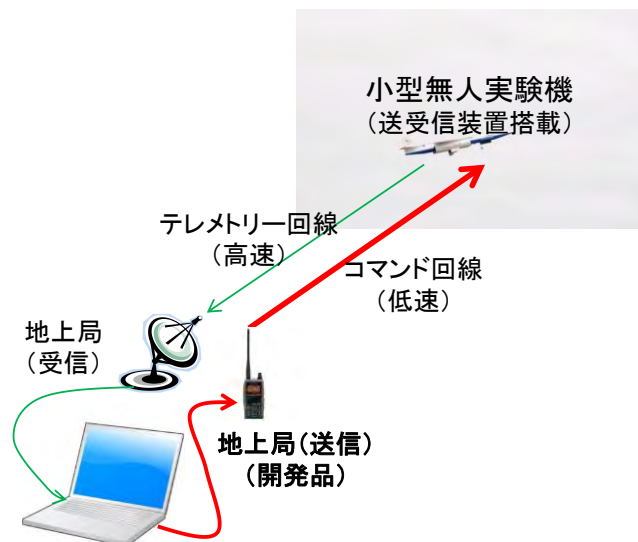


図 1 遠隔監視制御系構成とコマンド回線

2. 無線通信装置の構築

最終的な実験機は 100 km 飛行するためにそれだけの距離を無線伝送可能な装置が必要であるが、最終的な実験機が完成するまでの途中段階の誘導制御系技術等の実証の観点からは、プロペ

ラジコン機、ジェットエンジンラジコン機等の小規模、中規模サイズの実験機が使用される。この場合、これら中間段階の実験機では最終的な実験機に比して搭載スペースが小さく、飛行距離も最大 10 km 程度であるために、規模に応じて搭載可能な市販の無線通信機器を使用しつつ、最終的な無線通信装置を段階的に準備することが現実的である。

飛行実証のための距離を勘案して、500 m 程度、10 km、100 km の 3 段階の無線伝送距離に区分して、前 2 つの伝送距離の場合には市販の無線通信を、100 km の伝送距離においては特注品を製作することとした。500 m 程度の無線伝送距離については、XBee Pro S1 を、10 km 程度までは TWE-Strong を、共に全 2 重あるいは半 2 重化により使用する。100 km 程度に対しては、所望の周波数、送信出力を検討し、アマチュア無線機を改造することにより実現する。

2-1. 回線性能

コマンド回線として使用する無線通信システム構築のため、下記の条件を設定した。

- ・自由伝搬損失が小さいという観点で 1 GHz 以下の低い周波数
- ・装置を改造することを想定してアマチュア無線で使用されている周波数帯に近いこと。
- ・確実な通信を確保するために、実験試験局として使用可能なこと。実験局免許取得の容易性の観点から、北海道総合通信局内での特定実験試験局として使用可能な周波数。

上記の条件を勘案して、特定実験試験局として、平成 32 年 6 月 30 日までに使用可能な周波数である 426.9 MHz ~ 427.5 MHz（等価等方輻射電力 10 W，陸上使用に限る）を選定した。

上記周波数として、427 MHz を採用した場合の回線設計結果を表 1 に示す。地上からの送信アンテナは若干高めの 5.8 dBi，小型無人超音速実験機に実装するアンテナについては、通常の大ポールアンテナ，利得 2.1 dBi，通常の実験機の性能より所要受信電力を -118 dBm，送信電力は最小で 0.5 W と設定した。この条件距離において回線設計を行った結果伝送距離

表 1 コマンド回線性能諸元

項目	コマンド系
無線局種別	特定実験試験局
送信周波数 f (MHz)	427
波長 λ (m)	0.702
送信電力 P_{out} (mW)	500
送信電力 P_{out} (dBm)	27.0
Feeder Loss (dB)	1.0
送信空中線利得 G_t (dBi)	5.8
受信空中線利得 G_r (dBi)	2.1
伝送距離 d (km)	100.0
自由空間伝搬損失 L (dB)	125.05
受信機入力電力 (dBm)	-91.16

100 km であっても、受信機入力電力 -91.16 dBm に対して、27 dB ものマージンを有し、既存アンテナ・既存製品で十分コマンド回線が構成できることが分かった。

2-2. 開発無線通信装置

最終的に 100 km の伝送が可能なコマンド回線を構築するためには、表 1 に示す特性を有する回線を構築する必要がある。これら性能を実現可能であり、使用周波数を占有可能な無線通信装置は市販されていないため、新規に送受信装置を製作する。しかしながら、送信での使用を想定している周波数の僅か上にアマチュア無線周波数があるため、アマチュア無線機である

Kenwood 製 TH-72A を周波数 427 MHz での送信を可能とする改造を行い、かつ、北海道総合通信局内で使用可能な特定実験試験局として免許を取得することとした。受信装置については、同社製 TH-72 の広い受信周波数帯を有するため、改造することなくそのまま使用することとした。また、地上から送信したコマンドが確実に小型無人実験機で受信されていることを把握するため、TH-72 の送信機能により ACK を送信し、地上では、TH-72A の受信機能を用いて受信することとした。TH-72 での使用においてはアマチュア無線局として免許を取得する。

改造により開発したコマンド送信装置を図 2 に、その主要諸元を表 2、また、受信装置の主要諸元を表 3 に示す。また、本送信装置に使用する 2 種類のアンテナを図 3 に示す。(a)は、TH-72A に付属のホイップアンテナであり、(b)は送信装置から離れた場所に取り付けるためのアンテナであり、それぞれ、-2 dBi, 1 dBi の利得を有する。前者については、人体の影響を考慮した設計で共振設計されているため、人が使用しない状況では共振点が大きくずれ、利得が低下した。



図 2 改造開発したコマンド送信装置
(Kenwood TH-72A)

表 2 コマンド送信装置主要諸元 (TH-72A)

中心周波数	427.0 MHz
変調方式	FM
送信電力	5 W
電波型式	F2D
占有周波数帯域幅	16kHz
重量	370 g
寸法	58x140x40 mm

表 3 コマンド受信装置主要諸元 (TH-72)

受信周波数帯	415～470 MHz
ACK 送信周波数	430～440 MHz
ACK 送信電力	5 W
電波形式	F2D
占有周波数帯域幅	16 kHz
重量	370 g
寸法	58x140x40 mm



(a) TH-72DA 付属アンテナ (利得：-2 dBi)



(b) MEUWX-324XBCXX-430 (利得：1 dBi)

図 3 コマンド系無線通信用送信アンテナ

本コマンド送信装置は、有線構成にて出力、周波数が設計通りに製作されていることを確認した。今後は特定実験試験局として平成 28 年度に免許を取得、無線での性能確認を行う。

3. コマンド受信アンテナ

地上より送信されるコマンドは実験機体の姿勢に依存することなく確実に受信されることが必要である。このため、実験機体に搭載されるアンテナは、テレメトリ送信アンテナと同様に、空力特性に影響を与えないことを考慮しつつ無指向アンテナを基本とする。また、アンテナ形状としては、テレメトリ送信アンテナの場合と異なり、十分マージンがあるため構造的に簡易なモノポールアンテナとして、それらのアンテナパターンについて機体の導電性の影響をシミュレーションにより事前に評価した。

アンテナとしては、図 4 に示すようにモノポールアンテナと、空力的影響を低減させる目的でベントさせたベント型モノポールアンテナとした。これらのアンテナの形状寸法を表 4 に示す。

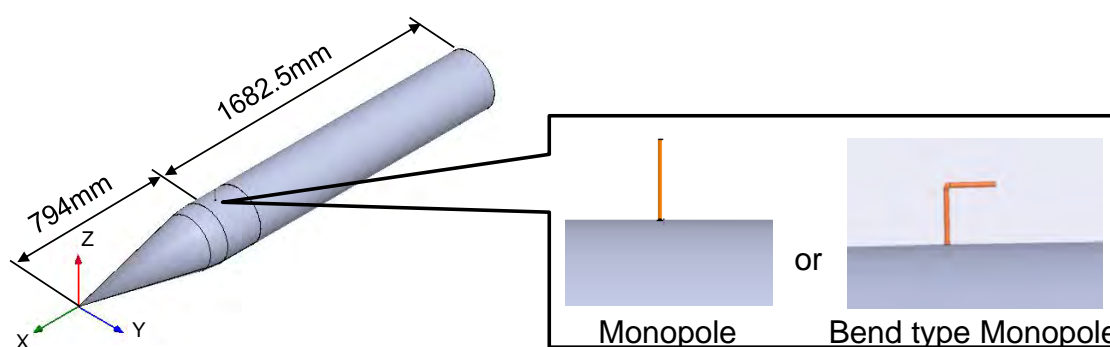


図 4 オオワシでのアンテナ装着場所

表 4 アンテナの形状

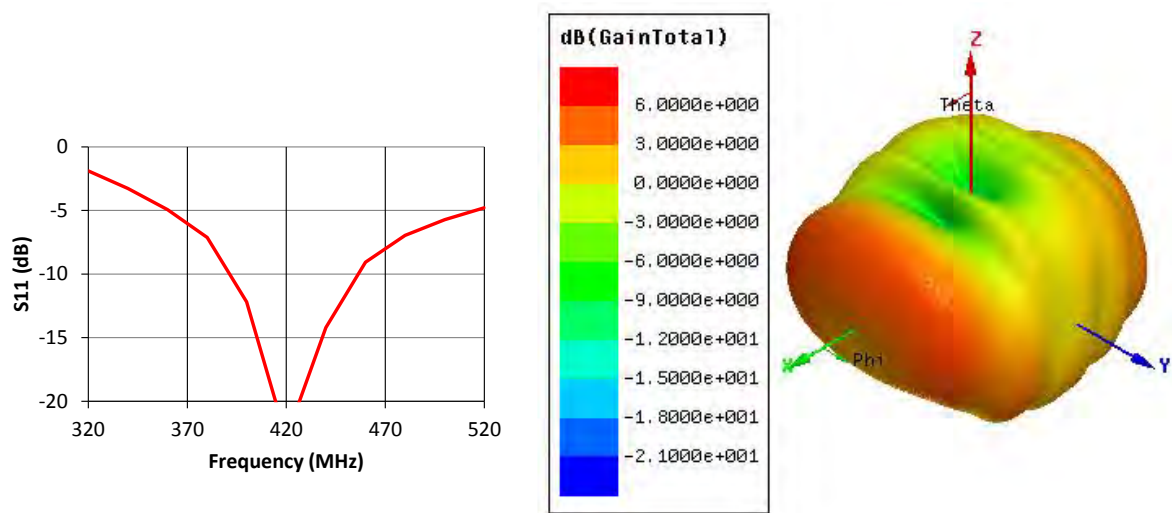
	モノポールアンテナ	ベント型モノポールアンテナ
直径	1.5 mm	
全長	170 mm	165 mm
水平部長	0 mm	35mm

モノポールアンテナの共振特性、放射パターンを図 5 に示す。またベント型モノポールアンテナの共振特性、放射パターンを図 6 に、また、それぞれのアンテナでの利得を表 5 に示す。

シミュレーション結果より、利得に関しては両アンテナでの利得の差は 0.3 dBi 程度であり、両アンテナのアンテナパターンについては、大きなリプルがみられず、機体の導電性の影響は小さいことが確認できた。

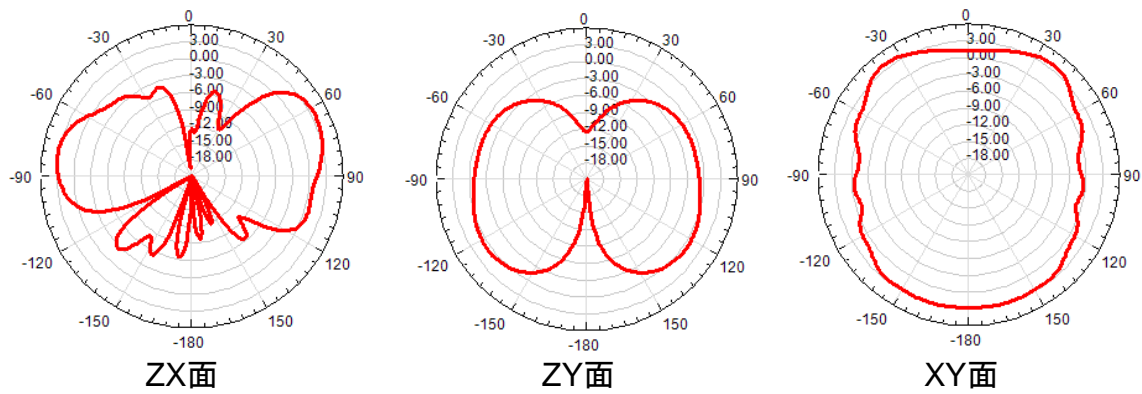
表 5 アンテナの利得

	ZX	ZY	XY
モノポールアンテナ	3.7 dBi	0.7 dBi	3.9 dBi
ベント型モノポールアンテナ	3.8 dBi	1.0 dBi	4.0 dBi



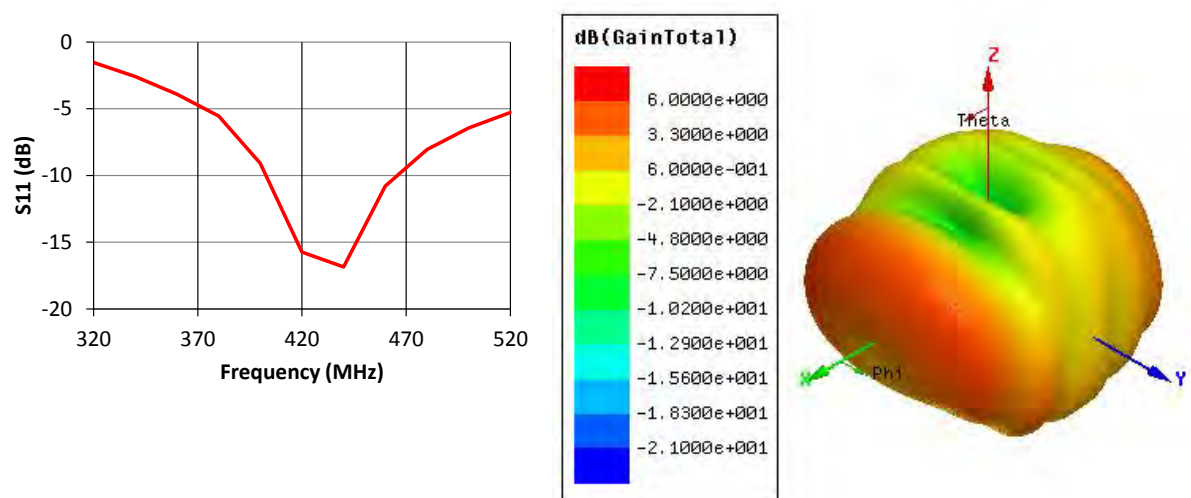
(a) 共振特性

(b) アンテナパターン 3D 表示



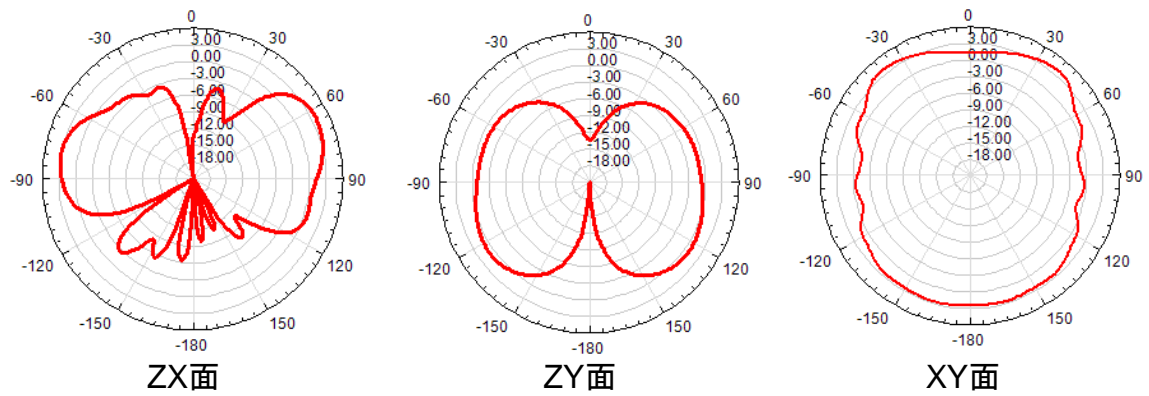
(c) カット面での放射パターン

図5 モノポールアンテナの共振特性と放射パターン



(a) 共振特性

(b) アンテナパターン 3D 表示



(c) カット面での放射パターン

図6 ベント型モノポールアンテナの共振特性及び放射パターン

4. まとめ

最大 100 km まで無線伝送可能なコマンド用無線通信装置を開発するとともに，小型無人超音速実験機に装着するためのアンテナについて検討を行った．アンテナについては通常のモノポールアンテナではなく，ベント型モノポールアンテナで十分利得を有することを確認した．今後は，これらの無線通信装置について特定実験試験局等の免許を取得し，伝送性能を確認する．

参考文献

[1]上羽, 野口, 竹内, “小型無人航空機向け遠隔監視制御用無線通信装置の構築”, 航空宇宙機システムセンター年次報告書 2013, pp.78-80.

発表論文

2015 年度

査読付き学術誌

- [1] Takagi, S., Sakaue, Y., Uemura, T. and Takada, K., “Observation of cross-flow instability mode in yawed cylinder boundary layer at Mach 2,” AIAA Journal, Vol. 53, No. 1 (2015), pp. 260-265.
- [2] M. C. NATORI, Hiraku SAKAMOTO, Nobuhisa KATSUMATA, Hiroshi YAMAKAWA and Naoko KISHIMOTO: Conceptual model study using origami for membrane space structures – a perspective of origami-based engineering, Mechanical Engineering Reviews, Vol.2, No.1 (2015)
- [3] S. YODA, W. CHO, R. IMAI: Aerodynamic levitator for large-sized glassy material production, Review of Scientific Instruments, Vol.86, No.9 (2015), pp. 093906-1 - 093906-5, <http://dx.doi.org/10.1063/1.4930008>.
- [4] 岩佐貴史, 岸本直子, 樋口 健, 藤垣元治, 小木曾望: 面計測と点計測を統合した大型宇宙構造物の高精度形状計測法の提案, 航空宇宙技術(AEROSPACE TECHNOLOGY JAPAN, THE JAPAN SOCIETY FOR AERONAUTICAL AND SPACE SCIENCES), Vol.14, pp.95-103, (2015.4.22). [<http://doi.org/10.2322/astj.14.95>]
- [5] R. IMAI, K. SUZUKI, H. KAWASAKI, H. OHTA, Y. SHINMOTO, H. ASANO, O. KAWANAMI, S. MATSUMOTO, T. KURIMOTO, H. TAKAOKA, M. SAKAMOTO, K. USUKU, K. SAWADA, Development of Boiling and Two-phase Flow Experiments on board ISS (Condensation Section), Int.J. Microgravity Sci. Appl., 2016p330103, (2016.1.31)DOI:10.15011/ijmsa.33.330103
- [6] H. OHTA, H. ASANO, O. KAWANAMI, K. SUZUKI, R. IMAI, Y. SHINMOTO, S. MATSUMOTO, T. KURIMOTO, H. TAKAOKA, K. FUJII, M. SAKAMOTO, K. SAWADA, H. KAWASAKI, A. OKAMOTO, K. KOGURE, T. OKA, K. USUKU, T. TOMOBE and M. TAKAYANAGI, Development of Boiling and Two-Phase Flow Experiments on Board ISS (Research Objectives and Concept of Experimental Setup), Int. J. Microgravity Sci. Appl. 2016p330102, (2016.1.31), DOI:10.15011/ijmsa.33.330102
- [7] T. GOMYO, H. ASANO, H. OHTA, Y. SHINMOTO, O. KAWANAMI, K. SUZUKI, R. IMAI, T. OKA, T. TOMOBE, K. USUKU, M. SHIMADA, S. MATSUMOTO, T. KURIMOTO, H. TAKAOKA, M. SAKAMOTO, H. KAWASAKI and K. SAWADA, Development of Boiling and Two-Phase Flow Experiments on Board ISS (Void Fraction Characteristics in the Observation Section just at the Downstream of the Heating Section), Int. J. Microgravity Sci. Appl. 2016p330104 (2016.1.31), DOI:10.15011/ijmsa.33.330104.
- [8] T. HIROKAWA, D. YAMAMOTO, D. YAMAMOTO, Y. SHINMOTO, H. OHTA, H. ASANO, O. KAWANAMI, K. SUZUKI, R. IMAI, M. TAKAYANAGI, S. MATSUMOTO, Takashi KURIMOTO, H. TAKAOKA, M. SAKAMOTO, K. SAWADA, H. KAWASAKI, K. FUJII, A. OKAMOTO, K. KOGURE, T. OKA, T. TOMOBE and K. USUSKU, Development of Boiling and Two-Phase Flow Experiments on Board ISS (Investigation on Performance of Ground Model), Int. J. Microgravity Sci. Appl. 2016p330105, (2016.1.31), DOI:10.15011/ijmsa.33.330105
- [9] K. SAWADA, T. KURIMOTO, A. OKAMOTO, S. MATSUMOTO, H. TAKAOKA, H.

- KAWASAKI, M. TAKAYANAGI, Y. SHINMOTO, H. ASANO, O. KAWANAMI, K. SUZUKI, R. IMAI and H. OHTA, Development of Boiling and Two-Phase Flow Experiments on Board ISS (Dissolved Air Effects on Subcooled Flow Boiling Characteristics), *Int. J. Microgravity Sci. Appl.* 2016p330106, (2016.1.31), DOI:10.15011/jasma.33.330106
- [10] O. KAWANAMI, M. OKUBO, K. NAKAMOTO, H. ASANO, H. OHTA, Y. SHINMOTO, K. SUZUKI, R. IMAI, S. MATSUMOTO, T. KURIMOTO, H. TAKAOKA, K. SAWADA, A. OKAMOTO, H. KAWASAKI, M. TAKAYANAGI and K. FUJII, Development of Boiling and Two-Phase Flow Experiments on Board ISS (Temperature Data Derivation and Image Analysis of a Transparent Heated Short Tube in the Glass Heated Section), *Int. J. Microgravity Sci. Appl.* 2016p330107, (2016.1.31), DOI:10.15011/jasma.33.330107
- [11] Minato, R., "Advantage of Ethanol Fuels for Gas Generator Cycle Air Turbo Ramjet Engine" *Aerospace Science and Technology* Vol.50, (2016) pp.161-172.
- [12] M. C. NATORI, Hiraku SAKAMOTO, Nobuhisa KATSUMATA, Hiroshi YAMAKAWA and Naoko KISHIMOTO, "Conceptual model study using origami for membrane space structures – a perspective of origami-based engineering", *Mechanical Engineering Reviews (JSME)*, Vol.2, No.1, 1-15, 2015.

国際会議発表論文

- [1] Kazuhide MIZOBATA, Yoshihiro Suzuki, Sakae Ooishi, Satoshi Kondoh, Tsubasa Toguchi, Yukiya Ishigami, Masaaki Miura, Takakage Arai, and Kazuyuki Higashino, "Aerodynamics and Flight Capability of a Supersonic Flight Experiment Vehicle", 2015-g-31, 30th International Symposium on Space Technology and Science, Kobe, Japan, July 4-10, 2015.
- [2] Koichi Suzuki, Kazuhisa Yuki, Shinichi Satake, Ryoji Imai, Yasuhisa Shinmoto, Haruhiko Ohta, "Subcooled Boiling of Fluorochemical Liquid with Poor Wetting Heating Surface", 17IT-PB-5, The Joint Conference of 6th International Symposium on Physical Sciences in Space and 10th International Conference on Two-Phase Systems for Space and Ground Applications, Kyoto, Japan, Sep. 15-18, 2015.
- [3] Asuka Iijima, Daisuke Nakata, Kazuyuki Higashino, Nobuhiro Tanatsugu, Shinji Ishimoto, and Nobuyuki Azuma, "Rocket Engine Feasibility Study for the JAXA Future Transportation Reference System", 2015-o-1-02, 30th International Symposium on Space Technology and Science, Kobe, Japan, July 4-10, 2015.
- [4] Daisuke Nakata, Shuhei Horio, Kazuyuki Higashino, Nobuhiro Tanatsugu "Fundamental Study on Clustered Hybrid Rockets for Rocket Sled Propulsion System", 2015-a-18, 30th International Symposium on Space Technology and Science, Kobe, Japan, July 4-10, 2015.
- [5] Ryota Goto, Ren Fuchizawa, Nobuhisa Katsumata, and Ken HIGUCHI, "Coating Pressure Effects on Bending and Torsional Stiffness for Braid Coated Bi-Convex Tape Boom," 30th International Symposium on Space Technology and Science (ISTS2015), 2015-c-14, (2015.7.4-10), Kobe.
- [6] Yasutaka Satou, Akihiro Doi, Kosei Ishimura, Hiroaki Tanaka, Yoshiro Ogi, Ken Higuchi, Yusuke Kono, Kimihiro Kimura, "Development of High Precision Reflector for Balloon-Borne Radio Telescope," 30th International Symposium on Space Technology and Science (ISTS2015), 2015-c-47, (2015.7.4-10),

Kobe.

- [7] Ken Higuchi, Hiroshi Furuya, Yasuyuki Miyazaki, Takahira Aoki, Choji Yoshida, Akihito Watanabe, Kazuki Watanabe, SIMPLE Project Team, “Achievement of Long-Term On-Orbit Operation of SIMPLE Inflatable Extension Mast,” 30th International Symposium on Space Technology and Science (ISTS2015), 2015-c-31, (2015.7.4-10), Kobe.
- [8] Nobuhisa Katsumata, Masaeu Kume, Ken Higuchi, "Deployment Behavior Control using Cables and Bi-SMA-Convex Tape Booms," 26th International Conference on Adaptive Structures and Technologies (ICAST2015), P-14, (2015.10.14-16), Kobe.
- [9] Daisuke Nakata, Development of a Small-scale Supersonic Flight Experiment Vehicle and its Prototype, The 3rd Symposium on Flight Tests for the Innovative Aerospace Transportation Systems, Muroran, 9.18, Japan.
- [10] Masazumi Ueba, Tomoya Yamashita, “Study on real-time dynamics identification for a small-scale unmanned supersonic airplane during its flight” , 30th International Symposium on Space Technology and Science, 2015-d-12, 2015 July 4-10, Kobe
- [11] Shoichi Kitazawa, Masazumi Ueba, “Study on Beam Switched Telemetry Communication Antenna for Small-Scale Unmanned Supersonic Airplane “, 30th International Symposium on Space Technology and Science, 2015- t -21, 2015 July 4-10, Kobe
- [12] Masazumi Ueba, Kouhei Suzaki, Takatoshi Sugiyama, “Study on hybrid satellite tracking antenna control system using torque compensation methods for small-vessels“ 30th International Symposium on Space Technology and Science, 2015- j -09, 2015 July 4-10, Kobe
- [13] Koichi Suzuki, Kazuhisa Yuki, Shinichi Satake, Ryoji Imai, Yasuhisa Shinmoto, Haruhiko Ohta,” Subcooled Boiling of Fluorochemical Liquid with Poor Wetting Heating Surface” , The Joint Conference of 6th International Symposium on Physical Sciences in Space and 10th International Conference on Two-Phase Systems for Space and Ground Applications, 2015 September 15-17, Kyoto.
- [14] Ryoji Imai, Yuji Amanom and Sho Goto, “Study for numerical calculation of dynamic wetting in spacecraft propellant tank” , proceeding of AJCPP2016, 2016 March 16-19, Takamatsu, 2016.
- [15] R. Goto, R. Fuchizawa, N. Katsumata and K. Higuchi, “Coating Pressure Effects on Bending and Torsional Stiffness for Braid Coated Bi-Convex Tape Boom” , 30th International Symposium on Space Technology and Science (ISTS2015), July, 2015.
- [16] H. Asahara, M. Ueda, A. Todoroki, Y. Hirano, R. Matsuzaki and N. Katsumata, “Fused deposition modeling of unidirectional carbon fiber reinforced thermoplastic polymer using in-nozzle impregnation technique” , 2nd Turkey-Japan Workshop on Polymeric Composite Materials, Turkey, May, 2015.
- [17] Nobuhisa Katsumata, Masaru Kume, and Ken Higuchi, “Deployment Behavior Control using Cables and Bi-SMA-Convex Tape Booms” , 26th International Conference on Adaptive Structures and Technologies (ICAST2015), Oct. 2015.

国内学会発表論文

- [1] 堀尾宗平, 安田一貴, 中田大將, 東野 和幸(室蘭工業大学): ハイブリッドロケットエンジンのクラスタ化に関する実験的研究, 第59回宇宙科学技術連合講演会, 1A04, 鹿児島, (2015.10.7-9).

- [2] 林祐一郎, 今井良二, 中田大将, 東野 和幸(室蘭工業大学): 小型無人超音速機の推進剤安定供給に関する検討, 第59回宇宙科学技術連合講演会, 1B05, 鹿児島, (2015.10.7-9).
- [3] 飯島明日香, 中田大将, 湊亮二郎, 杉岡正敏, 棚次亘弘, 東野 和幸(室蘭工業大学): 高压でのバイオエタノールの熱分解吸熱特性に関する研究, 第59回宇宙科学技術連合講演会, 1B13, 鹿児島, (2015.10.7-9).
- [4] 小野寺英之, 今井良二, 杉岡正敏, 東野 和幸(室蘭工業大学), 増田井出夫, 畑井啓吾 (JAXA): AI-水高压水素製造と制御および衛星推進系への適用, 2B03, 第59回宇宙科学技術連合講演会, 1A04, 鹿児島, (2015.10.7-9).
- [5] 吉田航己, 中田大将, 國中均: 15kW級DCアークジェットの長寿命化に関する実験的研究, 2C03, 第59回宇宙科学技術連合講演会, 1A04, 鹿児島, (2015).
- [6] 渡邊義昭, 渡辺翔平, 中田大将, 湊亮二郎, 東野 和幸(室蘭工業大学): 超音速エンジン燃焼器系の高温度環境における基礎研究, 第59回宇宙科学技術連合講演会, P02, 鹿児島, (2015.10.7-9).
- [7] 今井良二, 天野裕二, 後藤翔, 宇宙機用推進タンク内における動的濡れ挙動に関する数値解析技術に関する研究, 日本混相流学会混相流シンポジウム2015, 2015年8月3日～5日, 高知市
- [8] 五明泰作, 浅野等 (神戸大), 大田治彦, 新本康弘 (九州大), 河南治 (兵庫県立大), 鈴木康一 (山口東京理科大), 今井良二 (室工大), 松本聡, 栗本卓 (JAXA), 一成分気液二相流のボイド率に及ぼす重力の影響に関する研究, 日本混相流学会混相流シンポジウム2015, 2015年8月3日～5日, 高知市
- [9] 伊藤良磨, 樋口 健, 相原弘匡: 格子投影法2カメラ法による相対変位計測, JSASS-2015-3046, 第57回構造強度に関する講演会, 2A11, pp.125-127, (2015.8.5-7), 岡山.
- [10] 樋口 健, 小山拓人, 勝又暢久: 厚さのある平板の2次元収納方法, JSASS-2015-3064, 第57回構造強度に関する講演会, 3A05, pp.178-180, (2015.8.5-7), 岡山.
- [11] 大加瀬容平, 樋口 健, 勝又暢久: 二重薄肉開断面伸張梁(Bi-STEM)の動特性, JSASS-2015-4581, 第59回宇宙科学技術連合講演会, 3K14, (2015.10.7-9), 鹿児島.
- [12] Shoichi Kitazawa (ATR)・Masazumi Ueba (MuroranIT)・Tomoaki Kumagai, 「Effect of vehicle body on beam switched telemetry slot antenna for UAV」電子情報通信学会衛星通信研究会, SAT2015-31, 2015年10月7日～10日.
- [13] 土居明広, 河野裕介, 木村公洋, 馬場満久, 松本尚子, 中原聡美, 村田泰宏, 芝井広, 石村康生, 田中宏明, 坂本 啓, 樋口 健, 小木曾望, 児玉 峻, 鳥阪綾子, 仙場淳彦, 上原顕太, 本間希樹, 鈴木駿策, 小山友明, 秋山和徳, 小山翔子, 坂東信尚, 福家英之, 莊司泰弘, 小川英夫, 本間愛彩, 高田勝太, 長谷川豊, 井上将徳, 藤澤健太, 中村 拓, 今村俊哉: 気球VLBI ミッション, 大気球シンポジウム, (2015.11.5-6), 相模原.
- [14] 河野裕介, 土居明広, 木村公洋, 馬場満久, 松本尚子, 中原聡美, 村田泰宏, 芝井 広, 石村康生, 田中宏明, 坂本 啓, 樋口 健, 小木曾望, 児玉 峻, 鳥阪綾子, 仙場淳彦, 上原顕太, 本間希樹, 鈴木駿策, 小山友明, 秋山和徳, 小山翔子, 坂東信尚, 福家英之, 莊司泰弘, 小川英夫, 本間愛彩, 高田勝太, 長谷川豊, 井上将徳, 藤澤健太, 中村 拓, 今村俊哉, 小山翔子, 坂東信尚, 福家英之, 莊司泰弘, 小川英夫, 本間愛彩, 高田勝太, 長谷川豊, 井上将徳, 藤澤健太, 中村 拓, 今村俊哉: 気球VLBI 地上試験, 大気球シンポジウム, (2015.11.5-6), 相模原.
- [15] 上羽 正純, 山下 智也, 「小型無人超音速実験機向けリアルタイムダイナミクス同定手法

の飛行試験評価”，第53回飛行機シンポジウム，2E01，2015.年11月11日～13日，松山市

[16] 横田滋弘，上羽 正純，“小型無人超音速実験機の自律飛行に向けた着陸制御系の飛行評価”，第53回飛行機シンポジウム，2E04，2015.年11月11日～13日，松山市

[17] 高橋 康平，上羽 正純，“小型無人超音速実験機向け離陸滑走制御系と性能評価”，第53回飛行機シンポジウム2E05，2015.年11月11日～13日，松山市

[18] 高久 雄一，上羽 正純，樋口 健，“屋外を飛行する無人航空機の画像処理による高精度指向方向検出法の検討”，第58回自動制御連合講演会，2015年11月14日～15日，神戸市

[19] 樋口 健，岸本直子，岩佐貴史，勝又暢久：格子投影法による曲面変位計測 ～格子を投影しない格子投影法～，第31回宇宙構造材料シンポジウム，A10，相模原，(2015.12.8).

[20] 土居明広，河野裕介，馬場満久，木村公洋，松本尚子，小山友明，鈴木駿策，中原聡美，坂東信尚，福家英之，村田泰宏，本間希樹，上原顕太，秋山和徳，石村康生，田中宏明，坂本 啓，荻 芳郎，小木曾望，児玉 峻，莊司 泰弘，亀谷 収，樋口 健，萱場綾子 他：気球VLBIゴンドラシステムの開発の進捗報告，第16回宇宙科学シンポジウム，P-105，(2016.1.5-6)，相模原.

[21] 後藤 健，石村康生，土居明広，村田泰宏，田中宏明，樋口 健，池田忠繁，小木曾望，坂本啓，上田政人，横関智弘，米山 聡，小林訓史，小山昌志，向後保雄，有川秀一，仲井朝美，大谷章夫，岩田 稔，長 秀雄：大型高精度光学架台の研究，第16回宇宙科学シンポジウム，P-203，(2016.1.5-6)，相模原.

[22] 田中宏明，樋口健，勝又暢久，石村康生，土居明広，河野太郎，馬場満久，松本康司，坪井昌人，村田泰宏，松永三郎，荻 芳郎，川口健一，岡部洋二，横関智弘，斉藤一哉，池田忠繁，仙場淳彦，坂本 啓，古谷 寛，岩佐貴史，小木曾望，南部陽介，木村公洋，岩田 稔，岸本直子，波多英寛，秋田 剛，鳥阪綾子，泉田 啓，篠原主勲，小柳 潤，河野裕介，小山友明：大型高精度光学架台に関する研究 ～スマートリフレクタの開発～，第16回宇宙科学シンポジウム，P-204，(2016.1.5-6)，相模原.

[23] 土居明広，馬場満久，田中宏明，小木曾望，児玉 峻，石村康生，樋口 健，鳥阪 綾子，仙場淳彦，荻芳郎，佐藤泰貴，坂本 啓，岸本 直子，河野太郎，坪井昌人，村田泰宏，松永三郎，川口健一，木村公洋，宮崎康行，篠原主勲，小柳 潤，河野裕介，小山友明，中原聡美：大型高精度光学架台に関する研究 ～高精度支持構造構築法～，第16回宇宙科学シンポジウム，P-206，(2016.1.5-6)，相模原.

[24] 小野寺英之，今井良二，杉岡正敏，東野和幸（室蘭工業大学）「Al／水 系反応における水素製造制御法の開発」，第16回北海道エネルギー資源環境研究発表会，北大，2016年1月19日.

[25] 大堀英雄，小野寺英之，杉岡正敏，今井良二，東野和幸（室蘭工業大学）「Al／水 系反応を利用した水素製造循環に関する開発（その2）」，第16回北海道エネルギー資源環境研究発表会，北大，2016年1月19日.

[26] 後藤翔，今村卓哉，今井良二，杉岡正敏，東野和幸，Al/水反応推進系における水タンク内液体マネジメント技術に関する研究，日本航空宇宙学会北部支部2016年講演会ならびに第17回再使用型宇宙推進系シンポジウム，北大，2016年3月9日～10日.

[27] 天野祐司，湯瀬秀平，今井良二，微小重力下における推進薬タンク内動的濡れ挙動の研究，日本航空宇宙学会北部支部2016年講演会ならびに第17回再使用型宇宙推進系シンポジウム，北大，2016年3月9日～10日.

- [28] 林祐一郎, 佐々木アスカ, 中田大将, 今井良二, 東野和幸, 大河内誠, 石橋利幸, 小型無人超音速機の推進剤安定供給に関する実験及び検討, 日本航空宇宙学会北部支部2016年講演会ならびに第17回再使用型宇宙推進系シンポジウム, 北大, 2016年3月9日～10日.
- [29] 小野寺英之, 中田大将, 今井良二, 杉岡正敏, 東野和幸, AI-水系における高圧水素製氷の制御法の確立および宇宙機推進系への適用, 日本航空宇宙学会北部支部2016年講演会ならびに第17回再使用型宇宙推進系シンポジウム, 北大, 2016年3月9日～10日.
- [30] 斎藤真之, 小野寺英之, 今井良二, 杉岡正敏, 東野和幸, 微小重力環境でのAI-水反応における反応器内気液分離に関する研究, 第13回HASTIC学術講演会, 北大, 2016年3月9日.
- [31] 上羽正純, 高久雄一, 樋口健, 複数無人航空機による同時観測を可能とする高応答追尾アンテナ制御システムの性能評価, 電子情報通信学会衛星通信研究会, 2016年2月16日～17日, 広島国際大学
- [32] 高久雄一, 上羽正純, 樋口健, 複数背景パターンに基づく画像処理による屋外飛行無人航空機検出方法の検討, 計測自動制御学会北部支部講演会, 2016年2月29日～3月1日, 北海道大学
- [33] 上羽正純, 無人航空機(UAV)飛行における無線通信の課題, 電子情報通信学会総合大会企画セッション, 2016年3月15日, 九州大学
- [34] 中田大将, ロケットのクラスタリングに関する一考察, 平成27年度宇宙輸送シンポジウム, STCP-2015-060, 2016年1月14～15日, 相模原市
- [35] 渡辺翔平, 渡邊義昭, 早坂大輔, 中里直史, 朴峻秀, 中田大将, 香山晃, 東野和幸, GG-ATRAM燃焼器における冷却システムの構築と耐熱材料評価に関する基礎研究, 日本航空宇宙学会北部支部2016年講演会ならびに第17回再使用型宇宙推進系シンポジウム, 北大, 2016年3月9日～10日.
- [36] 小川大輔, 飯島明日香, 森下美怜, 中田大将, 東野和幸, 東伸幸, バイオエタノールロケットエンジンにおけるサルファアタック・コーキングの冷却特性に関する影響評価, 日本航空宇宙学会北部支部2016年講演会ならびに第17回再使用型宇宙推進系シンポジウム, 北大, 2016年3月9日～10日.
- [37] 安田一貴, 堀尾宗平, 中田大将, 東野和幸, 渡邊力夫, クラスタ・ハイブリッドロケットにおける亜酸化窒素の分岐管流動特性, 日本航空宇宙学会北部支部2016年講演会ならびに第17回再使用型宇宙推進系シンポジウム, 北大, 2016年3月9日～10日.
- [38] 渡邊義昭, 渡辺翔平, 中田大将, 東野和幸, バイオエタノール/LOXガスジェネレータのタビン駆動ガス均一化に関する検討, 日本航空宇宙学会北部支部2016年講演会ならびに第17回再使用型宇宙推進系シンポジウム, 北大, 2016年3月9日～10日.
- [39] 石上幸哉, 溝端一秀, 東野和幸(室工大), 新井隆景(阪府大), 小型超音速飛行実験機のロール運動による空力特性, 日本航空宇宙学会北部支部2016年講演会ならびに第17回再使用型宇宙推進系シンポジウム, 北大, 2016年3月9日～10日.

2008～2014 年度

査読付き学術誌

- [1] 棚次亘弘,「室蘭工業大学における航空宇宙分野の実践教育」,工学教育,第56巻,第5号, pp.79-83, 2008.
- [2] 湊亮二郎,溝端一秀,桑田耕明,「吸込み式超音速風洞におけるスターティングロードの計測と供試体の挙動」,日本航空宇宙学会論文集, Vol.56, No.659, pp.580-589, 2008.
- [3] 吹場活佳,井上翔,佐藤哲也,大久保英敏,「予冷ターボジェットエンジンにおけるジェット噴射を用いた熱交換器の除霜」,日本航空宇宙学会論文集, Vol.56, No. 657, pp. 464-470, 2008.
- [4] 渡邊真也,湊亮二郎,「多数非劣解集合からの設計支援手法の開発ージェットエンジン最適化を通して」,人工知能学会論文誌, 24 巻 1 号, 2009.
- [5] Katsuyoshi Fukiba, Shou Inoue, Hidetoshi Ohkubo and Tetsuya Sato, “A New Defrosting Method Using Jet Impingement for Precooled Turbojet Engines”, *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*, Volume 23, Number 3, pp. 533-542, 2009.
- [6] 東野和幸,杉岡正敏,小林隆夫,湊亮二郎,丸祐介,笹山容資,大塚雅也,牧野隆,坂口裕之,「LNGロケットエンジンのコーキング特性に関する基盤研究」,日本航空宇宙学会論文集, Vol. 57, pp. 210-216, 2009.
- [7] Nishizawa, A., N. Tokugawa and Takagi, S.,”Critical Reynolds number off the attachment-line boundary layer on a yawed cylinder”, *Fluid Dynamics Research*, Vol. 41, No.3, June (2009) pp.385-392.
- [8] Atobe, T., Tuinstra, M., and Takagi, S., “A study on airfoil tonal noise generation in resonant environments”, *Transactions of Japan Society of Aeronautical and Space Sciences*, Vo.52, No.176 (2009) pp.74-80.
- [9] Takagi, S. and Konishi, Y.,”Suppression of Trailing-Edge Noise Emitted by Two- Dimensional Airfoils”, *Transactions of Japan Society of Aeronautical and Space Sciences*, Vol.53, No.179(2010), pp.19-23.
- [10] Minato, R, Mizobata, K., and Kuwada, K., “Experimental Measurements of Starting Loads and Model behaviors in the Indraft Supersonic Wind Tunnel”, *Transaction of the Japan Society for Aeronautics and Space Science* Vol.53, No.179(2010), pp.54-62.
- [11] 東野和幸,杉岡正敏,小林隆夫,境昌弘,湊亮二郎,「LNG ロケットエンジンのサルファアタック及びコーキングに関する基礎的研究」,日本航空宇宙学会論文集, vol57, No.670(2010), pp.445-452.
- [12] 東野和幸,杉岡正敏,小林隆夫,湊亮二郎,大屋俊輔,笹山容資,「グラファイトコーティングを利用した再生冷却型 LNG ロケットエンジンのコーキング抑制」,日本航空宇宙学会論文集, vol58, No.676(2010), pp.138-145.
- [13] Takagi, S. and Konishi, Y., "On the Frequency Selection Mechanism of Airfoil Trailing-Edge Noise", *Journal of Aircraft*, Vol. 47, No.4, (2010) pp.1111-1116.
- [14] 東野和幸,駒崎慎一(室蘭工大),木元健一(IHI),坂口裕之(IHIエアロスペース),石橋利幸(NEGENT),「ロケット燃焼室におけるニッケル電鍍特性向上に関する基礎研究」,日本航空宇宙学会論文集, vol58, No.676(2010), pp.146-151.

- [15] 吹場活佳, 坪井伸幸, 小林弘明, 「ノーズコーンをもつ超音速機の壁面圧力を用いた機体姿勢およびマッハ数計測に関する数値解析」, 日本航空宇宙学会論文集, Vol.58, No. 676(2010), pp. 130-137.
- [16] .廃アルミニウムからの水素製造, 神田康晴, 上道芳夫, 杉岡正敏, 化学工学, 74 巻, 2 号, p.60-62(2010)
- [17] Y. Kanda, C. Temma, K. Nakata, T. Kobayashi, M. Sugioka, Y. Uemichi, "Preparation and performance of noble metal phosphides on silica as new hydrodesulfurization catalysts", *Applied Catalysis A; General*, Vol.386, pp.171-178, 2010.
- [18] Tetsuya Sato, Hideyuki Taguchi, Hiroaki Kobayashi, Takayuki Kojima, Katsuyoshi Fukiba, Daisaku Masaki Keiichi Okai, Kazuhisa Fujita, Motoyuki Hongo, Shujiro Sawai, "Development study of a precooled turbojet engine", *Acta Astronautica*, Volume 66, Issue 7-8s, April-May 2010, pp. 1169-1176.
- [19] Akira Iwakawa, Daisuke Nakata, and Hitoshi Kuninaka, "Experimental Study of a Two-Dimensional Applied Field Magnetoplasmadynamic Thruster," *Aerospace Technology Japan*, Vol. 8 (2010) pp.Pb_13-Pb_17, 2010.
- [20] Y. Kasaba, A. Kumamoto, K. Ishisaka, H. Kojima, K. Higuchi, A. Watanabe, and K. Watanabe, "Development of stiff and extensible electromagnetic sensors for space missions," *Advances in Geosciences, Solar & Terrestrial Science*, Vol.21, pp.447-459, (2010)
- [21] 神田康晴, 小林隆夫, 上道芳夫, 杉岡正敏, 「廃アルミニウムによる新規水素製造法の開発—アルミニウム廃材を用いた水素製造法のスケールアップについて—」, 配管技術, Vol.53, No.1, pp.7-11(2011).
- [22] Daisuke Nakata, Kyoichiro Toki, Ikkoh Funaki, Hitoshi Kuninaka, "Performance of ThO₂-W, Y₂O₃-W and La₂O₃-W cathodes in Quasi-Steady Magnetoplasmadynamic Thrusters", *Journal of Propulsion and Power*, Volume 27, Number 4, Jul. – Aug. 2011, pp. 912-915..
- [23] Asai, M., Inasawa, A., Konishi, Y., Hoshino, S. and Takagi, S.: "Experimental investigation of the instability of wakes of axisymmetric streamline body", *Journal of Fluid Mechanics*, 675 (2011), pp. 574-595.
- [24] 笹山容資, 境昌宏, 小林隆夫, 杉岡正敏, 東野和幸, 東伸幸, 青木賢司, 小林完, 沖田耕一, 「LNGロケットエンジンにおけるサルファアタック防止に関する研究 -特に金メッキの特性評価-」, 日本航空宇宙学会論文集, 59 No.688 (2011), pp.138-145.
- [25] Yasuharu KANDA, Shinji KONDO, Shunsuke OOYA, Takao KOBAYASHI, Yoshio UEMICHI, Kazuyuki HIGASHINO and Masatoshi SUGIOKA, "Green Hydrogen Production by Mechanical Mixing of Aluminum with Water", *Journal of Chemical Engineering of Japan*, Vol.44, No.10, pp 803-808, 2011
- [26] T. Ikeda, T. Atobe and S. Takagi: Direct simulations of trailing-edge noise generation from two-dimensional airfoils at low-Reynolds numbers, *Journal of Sound and Vibration*, 331 (2011) pp. 556–574.
- [27] M.Ohira, T.Umaba, S.Kitazawa, H.Ban, M.Ueba, "Experimental Characterization of Microwave Radio Propagation in ICT Equipment for Wireless Harness Communications", *IEEE Transactions on Antennas and Propagation*, Vol.50, No.12, Dec. 2011, pp.4757-4765

- [28] 東野和幸, 杉岡正敏, 棚次亘弘, 湊亮二郎, 笹山容資, 磯田浩志, 「熱分解吸熱反応燃料の吸熱量の測定と評価」, 日本航空宇宙学会論文集, 60 No.3 (2012), pp.115-120
- [29] 寺島 修, 大西 一弘, 酒井 康彦, 長田 孝二, 高木 正平; 定温度型熱線流速計の周波数応答特性を向上させる試み, 日本機械学会論文集(B 編), 78 巻, 788 号 (2012-4), pp. 862-866.
- [30] Daisuke Nakata, Ami Kozu, Jun Yajima, Kenji Nishine, Kazuyuki Higashino and Nobuhiro Tanatsugu, "Predicted and Experimented Acceleration Profile of the Rocket Sled," Aerospace Technology Japan, Vol. 10, No. ists28, pp. Ta_1-Ta_5, 2012
- [31] Itoh, N., Takagi, S. and Ikeda T., "Instability and frequency selection of the wake behind a flat plate", *Transactions of the Japan Society for Aeronautics and Space Science*, Vol.55, No.6(2012)356-363.
- [32] Y. Ogi, K. Higuchi and K. Ishimura: "Effect of Attachment Errors of Flexible Appendages on the Spin Axis of a Rigid Body," ISTS Special Issue, Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Aerospace Technology Japan, Vol.10, No.ists28, 2012, pp. Pc_7-Pc_12.
- [33] Kosei ISHIMURA, Tsuneo KII, Keiji KOMATSU, Ken GOTO, Ken HIGUCHI, Kazuro MATSUMOTO, Shoichi IIKURA, Makoto YOSHIHARA, Masaharu TSUCHIYA, "Shape Prediction of Large Deployable Antenna Structure on Orbit," TRANSACTIONS OF THE JAPAN SOCIETY FOR AERONAUTICAL AND SPACE SCIENCES, AEROSPACE TECHNOLOGY JAPAN, Vol.10, No.ists28, pp.Pc_35-Pc_40, (2012).
- [34] Hiroshi KAWAMURA, Takashi IWASA, Keita UNEMITSU, Ryo SUGIYAMA, Naoko KISHIMOTO, Ken HIGUCHI, Motoharu FUJIGAKI and Takayuki SHIOKAWA, "Visualization on Formation Process of Wrinkling Phenomena on Thin Membranes Using Grating Projection Method and Investigation on Their Nonlinear Mechanical Properties," TRANSACTIONS OF THE JAPAN SOCIETY FOR AERONAUTICAL AND SPACE SCIENCES, AEROSPACE TECHNOLOGY JAPAN, Vol.10, No.ists28, pp.Pc_91-Pc_97, (2012).
- [35] 岩佐貴史, 采光啓太, 杉山 遼, 岸本直子, 樋口 健, 藤垣元治, 塩川貴之: 格子投影法によるポリイミドフィルムの表面形状計測, 航空宇宙技術, Vol.11, pp.69-78, (2012).
- [36] 高木正平, 山谷直広, 伊藤信毅: 人工音響ループによる二次元噴流不安定波周波数の制御, 日本航空宇宙学会論文集, 第 61 巻, 3 号, pp.57-63, (2013)
- [37] 石川温士, 今井良二, 田中貴博, SF6-水を用いた水平管群まわりの気液二相流計測: 高温高压の PWR/SG 二次冷却水側の気液二相流を常圧で模擬, 配管技術, 56(1), P.28-34, 2014.
- [38] Jun KOYANAGI, Akihito WATANABE, Nobuyoshi KAWABATA, Tsuyoshi OZAKI, Ken HIGUCHI, Kosei ISHIMURA and Yasumasa KASABA, "Long-term durability of tri-axial woven CFRP tube structure extended along the spin axis of spinning platforms for the SCOPE mission," Advanced Composite Materials, Vol.23, No.2, pp.115-128, 2014.
- [39] Ken HIGUCHI, Yasuyuki MIYAZAKI, Kosei ISHIMURA, Hiroshi FURUYA, Hiroaki TSUNODA, Kei SENDA, Akihito WATANABE, Nobuyoshi KAWABATA, Takeshi KURATOMI, and SIMPLE Project Team, "Initial Operation and Deployment Experiment of Inflatable Extension Mast in SIMPLE on JEM Exposure Platform in ISS," Trans. JSASS Aerospace Tech. Japan, Vol.12, No.ists29, pp.Pc_1-Pc_7, 2014.

- [40] Daisuke Nakata, Kenji Nishine, Kaoru Tateoke, Kazuyuki Higashino, Nobuhiro Tanatsugu, “Aerodynamic Measurement on the High Speed Test Track,” , Transactions of the Japan Society for Aeronautics and Space Sciences Aerospace Technology Japan, , Vol.12, No.ists29, pp. Tg 5-Tg 10, 2014.
- [41] Kazuyuki Higashino, Masatoshi Sugioka, Shuntaro Izumi, Toshiyuki Terada, Noboyuki Azuma, Teiu Kobayashi, “Study on Material Compatibility for Bioethanol Fueled Rocket Engine,” Aerospace Technology Japan, Vol.12, No.ists29, pp. Pa 41-Pa 46, 2014.
- [42] Kazuhide MIZOBATA, Ryojiro MINATO, Ken HIGUCHI, Masazumi UEBA, Syohei TAKAGI, Daisuke NAKATA, Kazuyuki HIGASHINO, and Nobuhiro TANATSUGU, “Development of a Small-scale Supersonic Flight Experiment Vehicle as a Flying Test Bed for Future Space Transportation Research,” Transactions of JSASS, Aerospace Technology Japan, Vol.12, No.ists29, pp. Po 3 1-Po3 10, 2014.
- [43] 塚野 徹, 棚次亘弘, 杉岡正敏, 東野和幸 「白金触媒を用いた熱分解吸熱性燃料の吸熱量の測定と評価」. 日本航空宇宙学会論文.第 62 巻 5 号, pp.149-156, 2014.
- [44] 高木正平, 上村卓也, 平田裕, 高田晃輔「超音速流特性に及ぼす湿度効果について」, . 日本航空宇宙学会論文集. 第 62 巻, 4 号, pp.136-142, 2014.
- [45] Daisuke Nakata, Kiyoshi Kinefuchi, Satoshi Hosoda, Masahiro Kinoshita and Hitoshi Kuninaka “Technical Challenges for Advanced Arcjets,” , Transactions of the Japan Society for Aeronautics and Space Sciences Aerospace Technology Japan, Vol.12, No.ists29, pp.To_1_1-To_1_5, Nov. 2014
- [46] 高木正平, 「Kutta の条件を満たした翼周りの流線の可視化 –電界場の等電位線とポテンシャル流の流線とのアナログを利用して-」, .可視化情報学会論文集. 第 34 巻, 9 号, pp29-34, 2014.
- [47] Takagi, S., Yamaya, N. and Itoh, N.: Frequency control of unstable disturbances in two-dimensional jet by artificial acoustic loop, Transactions of the Japan Society for Aeronautics and Space Sciences. Vol.57, No.5, 2014, pp.255-262.
- [48] Nobuhisa Katsumata, Kaimori Masaaki, Masanobu Yamasaki, Ken Higuchi, Michihiro Natori, Hiroshi Yamakawa: Deployment Characteristics of Braid Coated Bi-Convex Tape and Bi-SMA Convex Tape Booms for Deployable Membrane Structures, Journal of Mechanics Engineering and Automation, Vol.4, No.1, 52-62, 2014.
- [49] Nobuhisa Katsumata, M.C. Natori, Hiroshi Yamakawa: Analysis of dynamic behaviour of inflatable booms in zigzag and modified zigzag folding patterns, Acta Astronautica, 93, 45-54, 2014.

国際会議発表論文

- [1] Minato, R., Arai, T., Himeno, T., Kobayashi, H., Mizobata, K. and Tanatsugu, N., “Off-design Analysis of Turbojet Engine for Supersonic Unmanned Plane”, Asian Joint Conference on Propulsion and Power, Kitakyushu, 2005.
- [2] Kaneko, H., Minato, R., Arai, T., Himeno, T., Kobayashi, H., Mizobata, K. and Tanatsugu, N.

- “Performance Analysis of Turbojet Engine with After Burner for Supersonic Unmanned Vehicle”, Asian Joint Conference on Propulsion and Power, Kitakyusu, 2005.
- [3] Minato, R., Niioka, T., Sugiyama, H. and Mizobata, K., “Numerical Analysis of Supersonic Combustion by a Plasma Torch,” 13th AIAA/CIRA International Conference on Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies, AIAA Paper 2005-3424, Naples, Italy, 2005.
 - [4] Minato, R., Arai, T., Himeno, T., Kobayashi, H., Mizobata, K. and Tanatsugu, N. “Preliminary Analysis of Turbojet Engine at Off-design Condition for Subscale Supersonic Unmanned Plane,” 13th AIAA/CIRA International Conference on Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies, AIAA Paper 2005-3415, Naples, Italy, 2005.
 - [5] Arai, T., Mizobata, K., Minato, R., Tanatsugu, N, Mori, Y. and Kudo, T., “Correlation between Fluctuation of Mass Flux and Hydrogen Concentration in Supersonic Mixing,” 13th AIAA/CIRA International Conference on Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies, AIAA Paper 2005-3236, Naples, Italy, 2005.
 - [6] Mizobata, K., Minato. R, Kimura, H., Arai, T., Sugiyama, H., and Tanatsugu, N., “Development Study on a Small-scale Supersonic Flight Experiment Vehicle with Air-breathing Propulsion,” 13th AIAA/CIRA International Conference on Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies, AIAA Paper 2005-3347, Naples, Italy, 2005.
 - [7] Minato, R., Tokura, I., Tanatsugu N., Himeno, T., Kojima, T., Kobayashi, H., “Preliminary Design of a Small-Scale Turbojet Engine for a Supersonic Flight Experimental Vehcle.” 25th International Symposium on Space Techmology and Science, ISTS 2006-g-22, Kanazawa, 2006.
 - [8] Kazuhide Mizobata, Ryojiro Minato, Nobuhiro Tanatsugu, Hiroyuki Kkimura, Takehiro Himeno, Hiroaki Kobayashi, Takayuki Kojima, Sigeru Aso, Yasuhiro Tani, Takakage Arai, “Development Study on a Small-scale Supersonic Flight Experiment Vehicle with Jet Propulsion in Cooperation between Universities”, 14th AIAA/AHI Space Plane and Hypersonic System and Technologies Conference, AIAA-2006-7985, Canberra, Australia, 2006.
 - [9] H. Kimura, S. Hada, K. Mizobata, R. Minato, N. Tanatsugu, “Flight Trajectory Analysis of a Small-scale Supersonic Flight Experimental Vehicle”, 25th International Symposium on Space Technology and Science, ISTS 2006-g-21, Kanazawa, 2006.
 - [10] Minato, R., Tanatsugu, N., Mizobata, K., Kojima, T., Kobayashi, H., “Development of Turbojet Engine for Supersonic Unmanned Plane”, 14th AIAA/AHI International Conference on Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies, AIAA Paper 2006-8145, Canberra, Australia, 2006.
 - [11] Mizobata, K., Minato, R., Tanatsugu, N., Kimura, H., Hada, S., Kudo, M., et al., “Development Study on a Small-scale Supersonic Flight Experiment Vehicle with Jet Propulsion in Cooperation between Universities”, KSAS-JSASS Joint International Symposium on Aerospace Engineering, Busan, Korea, 2006.
 - [12] Minato, R., Ota, T., Fukutomi, K., Tanatsugu, N., Mizobata, K., Kojima, T., Kobayashi, H. “Development of Turbojet Engine for Supersonic Unmanned Plane”, KSAS-JSASS Joint International Symposium on Aerospace Engineering, Busan, Korea, 2006.
 - [13] Minato, R., Ota, T., Fukutomi, K., Tanatsugu N., Mizobata, K., Kojima, T., Kobayashi, H., “Development of Counter Rotating Axial Fan Turbojet Engine for Supersonic Unmanned Plane”, Joint Propulsion Conference, AIAA Paper 2007-5023, Cincinnati, America, 2007.

- [14] Minato, R., Himeno, T., Kojima, T., Kobayashi, H., Taguchi, H., Tetsuya Sato, T., Arai, T., Mizobata, K., Sugiyama, H., Tanatsugu, N. "Development of Counter Rotating Axial Fan Turbojet Engine for Supersonic Unmanned Plane at Muroran Institute of Technology", International Gas Turbine Congress, Tokyo, 2007.
- [15] K, Higashino. M, Sugioka. T, Kobayashi. R, Minato. Y, Maru. Y, Sasayama. M, Otsuka. T, Makino. and H, Sakaguchi, "Fundamental Study on Coking Characteristics of LNG Rocket Engines," AIAA-2008-4753, AIAA/SME/ASME/ASEE 44th Joint Propulsion Conference & Exhibit, July 20-23, Hartford, 2008.
- [16] Watanabe, S. and Minato, R., "Development of a Design Support System that can Efficiently Utilize Non-Dominated Solutions," Joint 4th International Conference on Soft Computing and Intelligent Systems and. 9th. International Symposium on advanced Intelligent Systems (SCIS & ISIS 2008), CD-paper, 2008.
- [17] Minato, R., "Study of Subscale Turbojet Engine for Supersonic Unmanned Plane in Muroran Institute of Technology", International Symposium of Advanced Engineering, Pusan, 2009.
- [18] K, Higashino. M, Sugioka. T, Kobayashi. R, Minato. Y, Maru. Y, Sasayama. M, Otsuka. T, Makino. and H, Sakaguchi, "Fundamental Study on Coking Characteristics of LNG Rocket Engines," AIAA-2008-4753, AIAA/SME/ASME/ASEE 44th Joint Propulsion Conference & Exhibit, July 20-23, 2008, Hartford.
- [19] Fukiba, K., Tsuboi, N, and Minato, R., 「Numerical Study on the Heat Transfer of the flow with Endothermic Chemical Reaction」, AIAA-2009-5461, AIAA Joint Propulsion Conference 2009, Denver, 2009.
- [20] Fukiba, K., Tsuboi, N., Kobayashi, H. and Hongoh, M., 「Flow Angles and Mach Number Measurement Using Surface Pressures on the Nose Cone」, 27th International Symposium on Space Technology and Science, ISTS2009-g-15, Tsukuba, Japan, July 2009.
- [21] Ryojiro Minato, Kazuyuki Higashino, Masatoshi Sugioka, Takao Kobayashi, Shunsuke, Ooya, Yosuke, Sasayama (Muroran Institute of Technology), "LNG Rocket Engine with Coking Inhibited Regenerative Cooling System," 16th AIAA/DLR/DGLR International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, AIAA-2009-7392(2009).
- [22] Yoshida, K., Sugiura, H., Ueda, Y., Ishikawa, H., Tokugawa, N., Atobe, A., Takagi, S., Arnal, D., Archambaud, Jean-Pierre and Seraude, A.: "Experimental and numerical research on boundary layer transition analysis at supersonic speed: JAXA-ONERA cooperative research project", JAXA-RR-08-007E, March 2009.
- [23] Y. Kanda, S.Ooya, T. Kobayashi, Y.Uemichi, K. Higashino, M. Sugioka, "Hydrogen production reaction of aluminum with water using stainless steel reactor," Joint Seminar on Environmental Science and Disaster Mitigation Research 2010(JSED2010), Muroran Institute of Technology, 10 March 2010, Poster P-22B, Abstract book p.52-53.
- [24] Takashi Sakai and Shohei Takagi, "On the Strouhal number behind a series of symmetrical airfoils at low Reynolds number.", The Thailand-Japan International Symposium in Industrial Engineering, Mechanical Engineering and Robotics 2010, Chiang Mai, Thailand (11/22-23, 2010).
- [25] Kazuhide MIZOBATA, Ryojiro MINATO, Katsuyoshi FUKIBA, Kazuyuki HIGASHINO and Nobuhiro TANATSUGU, "Design of a Small-scale Supersonic Flight Experiment Vehicle as a Flying Test Bed and Construction of its Prototype for Subsonic Flights," 3rd Asia-Pacific

International Symposium on Aerospace Technology (14th Australian International Aerospace Congress), Melbourne Convention Centre, Melbourne, Australia, Feb 28-March 3, 2011.

- [26] Y. Kanda, S.Ooya, T. Kobayashi, Y.Uemichi, K. Higashino, M. Sugioka, "Development of green hydrogen production using aluminum and water," Joint Seminar on Environmental Science and Disaster Mitigation Research 2011(JSED2011), Muroran Institute of Technology, 9 March 2011, Poster P-B-2, Abstract book p.62-63.
- [27] Kazuhide MIZOBATA, Ryojiro MINATO, Katsuyoshi FUKIBA, Kazuyuki HIGASHINO, and Nobuhiro TANATSUGU, "Development of a Small-scale Supersonic Flight Experiment Vehicle as a Flying Test Bed," 17th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, San Francisco, CA, USA, 11-14 April 2011-2289
- [28] Takagi S., Nishizawa A., and Itoh N., Dispersive Disturbances due to Cross-Flow and Streamline-Curvature Instabilities in 3-D Boundary Layers, Hawaii, June 4-7, 2011.(Invited)
- [29] Yuichi Noguchi, Yasuhiro Ishikawa, Takashi Makino, Yosuke Sasayama, Kazuyuki Higashino, "The Result of the Single Element Firing Tests of the Supercritical LOX/methane Coaxial Injector," ISTS, 2011
- [30] Daisuke Nakata, Ami Kozu, Jun Yajima, Kenji Nishine, Kazuyuki Higashino and Nobuhiro Tanatsugu, "Predicted and Experimented Acceleration Profile of the Rocket Sled," A-01 (oral) The 28th International Symposium on Space Technology and Science, Okinawa, Japan, 2011
- [31] Toru TSUKANO, "Thermal Energy Storage System for Stirling Cycle Electric Generator in Orbit" q06s(oral) The 28th International Symposium on Space Technology and Science, Okinawa, Japan, 2011
- [32] Ken Goto, Tsuneo Kii, Keisuke Yoshihara, Kosei Ishimura, Keiji Komatsu, Ken Higuchi, Taro Maruyama, Yuichi Ikeda, Kazuro Matsumoto, Makoto Yoshihara, Masaharu Tsuchiya, "Long Term Durability of a Rib and Cable Tensioned Structure for High Accuracy Large Deployable Antenna Reflector," 28th International Symposium on Space Technology and Science (ISTS), 2011-c-12, Ginowan,Okinawa, (2011.6.5-6.12).
- [33] Hiroshi Kawamura, Takashi Iwasa, Keita Unemitsu, Ryo Sugiyama, Naoko Kishimoto, Ken Higuchi, Motoharu Fujigaki, Takayuki Shiokawa, "Visualization on Formation Process of Wrinkling Phenomena on Thin Membranes using Grating Projection Method and Investigation on Their Nonlinear Mechanical Properties," 28th International Symposium on Space Technology and Science (ISTS), 2011-c-43, Ginowan, Okinawa, (2011.6.5-6.12).
- [34] Yoshiro Ogi, Ken Higuchi, Kosei Ishimura, "Effect of Attachment Errors of Flexible Appendages on the Spin Axis of a Rigid Body," 28th International Symposium on Space Technology and Science (ISTS), 2011-c-43, Ginowan, Okinawa, (2011.6.5-6.12).
- [35] Kosei Ishimura, Tsuneo Kii, Keiji Komatsu, Ken Goto, Ken Higuchi, Kazuro Matsumoto, Shoichi Iikura, Makoto Yoshihara, Masaharu Tsuchiya, "Shape Prediction of Large Deployable Antenna Structure on Orbit," 28th International Symposium on Space Technology and Science (ISTS), 2011-c-45, Ginowan, Okinawa,(Okinawa Convention Center) (2011.6.5-6.12).
- [36] Yasuharu Kanda, Yoshio Uemichi, Kazuyuki Higashino, Masatoshi Sugioka, "New hydrogen production by mechano-chemical reaction of aluminum with water," The 8th Pacific Conference on Sustainable Energy & Environmental Technologies (APSCEET 2011), The University of Adelaide, S.A. Australia(採択済み), 10-13 July, 2011.

- [37] Minato, R, Kato, D. Higashino, K., Tanatsugu, N “Development Study on Counter Rotating Fan Jet Engine for Supersonic Flight” ISABE 2011-1233, Goteburg, Sweden, 2011.
- [38] Minato, R, Higashino, K. and Tanatsugu, N. “Design and Performance Analysis of Bio-Ethanol Fueled GG-cycle Air Turbo Ramjet Engine” AIAA Science Meeting 2012, Nashville, Tennessee, USA 2012.
- [39] Daisuke Nakata, Jun Yajima, Kenji Nishine, Kazuyuki Higashino and Nobuhiro Tanatsugu, “Research and Development of High Speed Test Track Facility in Japan,” AIAA Science Meeting 2012, Nashville, Tennessee, USA 2012.
- [40] Masatoshi Sugioka, Kazuyuki Higashino, Yoshio Uemichi, Yasuharu Kanda, ”Production of Green Hydrogen by Mechanical Mixing of Aluminum with Water using Stainless Steel Reactor” 14th Asia Pacific Confederation of Chemical Engineering Congress (APCChE2012), 21-24 February, 2012 , Singapore
- [41] Masatoshi Sugioka, Kazuyuki Higashino, Tadashi Momono, Yoshio Uemichi, and Yasuharu Kanda, ”Development of Green Hydrogen Production in Muroran-IT” JSED2012, 9 March, 2012, Muroran
- [42] Ryojiro Akiba, Nobuhiro Tanatsugu, “A Vision of Future Space Transportation Systems”, 13th International Space Conference of Pacific-basin Societies(ISCOPS), Kyoto, (2012.5.15-18)
- [43] K. Mizobata, R. Minato, K. Higashino, and N. Tanatsugu, “Development of a Small-scale Supersonic Flight Experiment Vehicle as a Flying Test Bed,” 28th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, Brisbane, Australia, September 24-28, 2012.
- [44] Masatoshi Sugioka, Kazuyuki Higashino, Yoshio Uemichi and Yasuharu Kanda, ”Production of Green Hydrogen by Reaction of Aluminum and Water” 19th Regional Symposium of Chemical Engineering Congress (RSCE2012), 7-8 November, 2012, Bali, Indonesia.
- [45] Masatoshi Sugioka, Kazuyuki Higashino, Kohki Satoh and Yasuharu Kanda, ” Development of Green Hydrogen Production by Reaction of Aluminum and Water” International Symposium on Chemical and Bioprocess Engineering 2013
- [46] Atsushi Ishikawa, Ryoji Imai, Takahiro Tanaka, Measurement of Two-Phase Cross-Flow of SF6 Gas-Water in Horizontal Tube Bundle, The 15th International Topical Meeting on Nuclear Reactor Thermal-Hydraulics, Pisa, Italy, May 2013.
- [47] Kazuyuki Higashino, Masatoshi Sugioka, Shuntaro Izumi, Toshiyuki Terada, Nobuyuki Azuma, Teiu Kobayashi, “Study on Material Compatibility for Bioethanol Fueled Rocket Engine” a30 The 29th International Symposium on Space Technology and Science, Nagoya, Aichi, Japan, 2013
- [48] Kazuhide Mizobata, Ryojiro Minato, Ken Higuchi, Masazumi Ueba, Syohei Takagi, Daisuke Nakata, Kazuyuki Higashino, Nobuhiro Tanatsugu, “Development of a Small-scale Supersonic Flight Experiment Vehicle as a Flying Test Bed for Future Space Transportation Research,” 2013-o-3-02, The 29th International Symposium on Space Technology and Science, Nagoya, Aichi, Japan, June 2013
- [49] Masazumi Ueba and Kazuhide Mizobata, “Study on landing control for a small-scale unmanned supersonic airplane,” 2013-g-01, The 29th International Symposium on Space Technology and Science, Nagoya, Aichi, Japan, June 2013
- [50] Nobukatsu Okuizumi, Yuki Ito, M.C.Natori, Nobuhisa Katsumata and Hiroshi Yamakawa,

- “Numerical Simulation of Stepwise Deployment of Membrane Structure with Booms using Multi-Particle Approximation Method” The 29th International Symposium on Space Technology and Science, Nagoya, Aichi, Japan, 2013
- [51] Takahira AOKI, Ken HIGUCHI, Kazuki WATANABE, and SIMPLE Project Team, "Progress Report of SIMPLE Space Experiment Project on ISS Japan Experiment Module," 2013-c-07, The 29th International Symposium on Space Technology and Science, Nagoya, Aichi, Japan, June 2013.
 - [52] Ken HIGUCHI, Yasuyuki MIYAZAKI, Kosei ISHIMURA, Hiroshi FURUYA, Hiroaki TSUNODA, Kei SENDA, Akihito WATANABE, Nobuyoshi KAWABATA, Takeshi KURATOMI, and SIMPLE Project Team, "Initial Operation and Deployment Experiment of Inflatable Extension Mast in SIMPLE on JEM Exposure Platform in ISS," 2013-c-09, The 29th International Symposium on Space Technology and Science, Nagoya, Aichi, Japan, June 2013.
 - [53] Daisuke NAKATA, Nobuhiro TANATSUGU, Kazuyuki HIGASHINO, Ken HIGUCHI, Takeshi TSUCHIYA and Takehiro HIMENO“ Rocket Sled Track Facility as a Test Platform and Launch Assist of Space Planes”, Ground Based Space Facility conference, Paris, 2013
 - [54] Ryojiro Minato, Kazuhide Mizobata, Kazuyuki Higashino, Nobuhiro Tanatsugu, “Characteristics of Bio-Ethanol Fueled GG-cycle Air Turbo Ramjet Engine for Supersonic UAV along Flight Trajectory” , 49th Joint Propulsion Conference, San Jose, 2013
 - [55] Ryojiro Minato, Kazuyuki Higashino, Nobuhiro Tanatsugu, ”Design and Development of Bio-Ethanol Fueled GG-cycle Air Turbo Ramjet Engine for Supersonic UAV” 21st International Society for Air Breathing Engines, Busan, Korea, 2013.
 - [56] Takagi, S., and Ueda, Y. : Active control of flow separation on an airfoil wing with the use of a row of vortex generators, The 14th Asian Congress of Fluid Mechanics (14ACFM), Hanoi and Halong, Vietnam, (10/15-19, 2013)
 - [57] Nobuhisa Katsumata, Masaaki Kaimori, Ken Higuchi, M.C. Natori, Hiroshi Yamakawa, "Deployment Characteristics of Braided Coated Bi-Convex tape Booms partly used SMA for Deployable Membrane Structures," 24th International Conference on Adaptive Structures and Technologies (ICAST2013), October 7-9, 2013, Aruba.
 - [58] Kazuhide MIZOBATA, Ryojiro MINATO, Kazuyuki HIGASHINO, and Nobuhiro TANATSUGU, “Aerodynamic Characterization of a Small-scale Supersonic Flight Experiment Vehicle with a Cranked-arrow Main Wing and Tails by Wind-tunnel and Flight Tests,” The 2013 Asia-Pacific International Symposium on Aerospace Technology, Nov. 20-22, 2013, Takamatsu, JAPAN.
 - [59] Ohtateme, Y. and Takagi, S.: On frequency-selection mechanism of vortex street behind 2-D airfoil, Joint Symposium on Mechanical - Industrial Engineering, and Robotics 2013(MIER2013), (Chiang Mai, 11/15-16).
 - [60] Kazuhide Mizobata, Ryojiro Minato, Ken Higuchi, Masazumi Ueba, Syohei Takagi, Daisuke Nakata, Nobuhisa Katsumata, Kazuyuki Higashino, and Nobuhiro Tanatsugu, “DEVELOPMENT OF A SMALL-SCALE SUPERSONIC FLIGHT EXPERIMENT VEHICLE AS A FLYING TEST BED,” 29th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, St. Petersburg, Russia, September 2014.
 - [61] Satoshi Kondo, Yoshihiro Suzuki, Muhammad Hanan, Kazuhide Mizobata, Ryojiro Minato, Kazuyuki Higashino, and Nobuhiro Tanatsugu, “Aerodynamic Characteristics and Flight Capability

Prediction of the Small-scale Flight Experiment Vehicle Being Developed at Muroran Institute of Technology, Japan,” 2014 Asia-Pacific International Symposium on Aerospace Technology, Shanghai, China, September 2014.

- [62] Yoshiro Suzuki, Sakae Oishi, Kazuhide Mizobata, Nobuhiro Tanatsugu and Takakage Arai, “Control surface characteristics of the small-scale supersonic flight experiment vehicle (OWASHI) of Murotan-IT,” 2014 Asia-Pacific International Symposium on Aerospace Technology, Shanghai, China, September 2014.
- [63] Takashi Kurimoto, Satoshi Matsumoto, Haruo Kawasaki, Kenichiro Sawada, Hitoshi Asano, Osamu Kawanami, Koichi Suzuki, Ryoji Imai, Yasuhisa Shinmoto, Haruhiko Ohta, Introduction and Status of Hardware and Development for Boiling and Two Phase Experiment onboard ISS/Kibo, The 9th International Conference on TWO-PHASE SYSTEMS FOR GROUND AND SPACE APPLICATIONS, Baltimore, MD, USA September 22-26,2014.
- [64] Shohei Takagi, Yusuke Fushikida, Tsutomu Saito, Shigeru Obayashi, Yasufumi Konishi, Manipulation of 3-D boundary-layer transition on a swept NLF wing, The 11th International Conference on Flow Dynamics (ICFD 2014), Oct. 8-10, Sendai, 2014.
- [65] Natori, M.C., Nagasawa, M., Yamada, J., Okuno, A., Yamakawa, H., Higuchi, K. and Kishimoto, N., “A Basic Construction Concept for Space Structure Systems Using Active Connecting Elements,” AIAA-2015-0683, 2nd AIAA Spacecraft Structures Conf., (SciTech2015), Kissimmee, FL., USA, (2015.1).

国内学会発表論文

- [1] 棚次亘弘, 「世界と我が国の宇宙輸送機開発の近況と, 大学主導による超音速飛行実験計画」, 第 2 回 HASTIC 学術講演会, 札幌, 2005 年 3 月.
- [2] 溝端 一秀, 湊亮二郎, 新井隆景, 木村博幸, 金子広樹, 棚次亘弘, 「超音速飛行実験のための小型ターボジェットエンジンと小型有翼機体の概念設計」, 第 2 回 HASTIC 学術講演会, 札幌, 2005 年 3 月.
- [3] 棚次亘弘, 溝端一秀, 杉山 弘, 「航空宇宙機システム研究センター」設立について」, 日本航空宇宙学会第 39 期年会講演会, 調布, 2005 年 4 月.
- [4] 木村博幸, 羽田尚太, 溝端一秀, 湊亮二郎, 棚次亘弘, 「小型超音速無人飛行機の飛行経路解析」, 第 49 回宇宙科学連合講演会, 広島, 2005 年 11 月.
- [5] 溝端一秀, 湊亮二郎, 棚次亘弘, 木村博幸, 姫野武洋, 小林弘明, 小島孝之, 麻生 茂, 谷 泰寛, 新井隆景, 「大学連携による小型超音速無人飛行機の開発構想」, 第 49 回宇宙科学連合講演会, 広島, 2005 年 11 月.
- [6] 谷 泰寛, 麻生 茂, 井上慶, 山口耕平, 伊藤睦高, 宮澤宏章, 溝端一秀, 湊亮二郎, 棚次亘弘, 木村博幸, 羽田尚太, 本郷素行, 「小型超音速無人飛行機の機体空力設計と風洞試験」, 第 49 回宇宙科学連合講演会, 広島, 2005 年 11 月.
- [7] 溝端一秀, 湊亮二郎, 棚次亘弘, 木村博幸, 姫野武洋, 小林弘明, 小島孝之, 麻生茂, 谷泰寛, 新井隆景, 「大学連携による小型超音速無人飛行機の開発構想」, 第 3 回 HASTIC 学術講演会, 札幌, 2006 年 3 月.
- [8] 湊亮二郎, 戸倉郁夫, 棚次亘弘, 姫野武洋, 小島孝之, 小林弘明, 「小型超音速無人飛行機のための小型ターボジェットエンジンの予備設計」, 第 3 回 HASTIC 学術講演会, 札幌, 2006 年 3

月.

- [9] 木村博幸, 羽田尚太, 溝端一秀, 湊亮二郎, 棚次亘弘, 谷泰寛, 麻生茂, 入門朋子, 本郷素行, 「小型超音速無人飛行機の機体空力設計, 風洞試験, および飛行性能予測」, 第 3 回 HASTIC 学術講演会, 札幌, 2006 年 3 月.
- [10] 羽田 尚太, 「小型超音速飛行実験のための有翼機体の空力設計と風試結果」, 平成 18 年度宇宙輸送シンポジウム, 相模原, 2006 年 1 月 18-19 日.
- [11] 棚次亘弘, 「室蘭工業大学における航空宇宙工学の実践研究」, 第5回 宇宙ミッションシンポジウム, JAXA航空宇宙技術研究センター, 平成19年8月28日
- [12] 丸 祐介, 工藤摩耶, 笹山容資, 桑田耕明, 溝端一秀, 坪井伸幸, 「機体系および飛行システム技術: 小型超音速飛行実験の空力設計と軌道最適化」, 第 51 回宇宙科学技術連合講演会, 札幌, 2007 年 10 月 29-31 日.
- [13] 溝端 一秀, 棚次 亘弘, 東野 和幸, 湊 亮二郎, 「室蘭工大における航空宇宙機の基盤研究(3) 機体系および飛行システム技術」, 第51回宇宙科学技術連合講演会, 札幌, 2007 年 10 月 29-31 日.
- [14] 東野和幸, 杉岡正敏, 小林隆夫, 湊亮二郎, 丸祐介, 笹山容資, 大塚雅也, 牧野隆, 坂口裕之, 「推進系基盤技術: LNG ロケットエンジンのコーキング(炭素析出) 特性に関する基盤研究」, 第51 回宇宙科学技術連合講演会, 札幌, 2007年10月29-31日.
- [15] 棚次亘弘, 東野和幸, 溝端一秀, 湊亮二郎, 「室蘭工大における航空宇宙機の基盤研究 (1) その意義と構想」, 第51回宇宙科学技術連合講演会, 札幌, 2007年10月29-31日.
- [16] 東野和幸, 棚次亘弘, 湊亮二郎, 「室工大における航空宇宙機の基盤研究(2) 推進系基盤技術」, 第51回宇宙科学技術連合講演会, 札幌, 2007年10月29-31日.
- [17] 湊亮二郎, 竹田広人, 西村宗真, 溝端一秀, 東野和幸, 棚次亘弘, 太田豊彦, 「小型超音速機用反転軸流ファンの性能解析」, 第51回宇宙科学技術連合講演会, 札幌, 2007年10月.
- [18] 丸 祐介, 宮瀬 宗彦, 安田 有佑, 棚次 亘弘, 溝端 一秀, 「高速走行軌道装置構想と予備的走行実験」, 平成 19 年度宇宙輸送シンポジウム, 相模原, 2007 年 1 月.
- [19] 工藤 摩耶, 棚次 亘弘, 溝端 一秀, 丸 祐介, 笹山 容資, 桑田 耕明, 新井 隆景, 楠亀 拓也, 久保 良介, 坪井 伸幸, 「小型超音速飛行実験機の空力設計と空力性能評価」, 平成 19 年度宇宙輸送シンポジウム, 相模原, 2007 年 1 月 28-29 日.
- [20] 棚次亘弘, 「室蘭工業大学における航空宇宙工学の実践研究」, 第 5 回 宇宙ミッションシンポジウム, 調布, 2007 年 8 月.
- [21] 東野和幸, 杉岡正敏, 小林隆夫, 湊亮二郎, 丸 祐介, 笹山容資, 大塚雅也, 「次世代型ロケット用燃料としてのメタンの特性」, 第8回北海道エネルギー資源環境研究発表会, 札幌, 2008 年 1 月.
- [22] 東野和幸, 杉岡正敏, 日比野政裕, 小林隆夫, 笹山容資, 大屋俊輔, 立川藍子, 三輪峻之, 「次世代型ロケット用燃料としての LNG の特性」, 第9回北海道エネルギー資源環境研究発表会, 北海道大学 学術交流会館, 平成20年2月3日
- [23] 溝端一秀, 東野和幸, 湊亮二郎, 新井隆景, 「FTB としての小型超音速飛行実験機の構想」, 日本航空宇宙学会第 39 期年会講演会, 調布, 2008 年 4 月.

- [24] 東野和幸, 杉岡正敏, 小林隆夫, 境昌宏, 湊亮二郎, 笹山容資, 大塚雅也, 沖田耕一, 青木賢司, 川島秀人, 東伸, 「LNG ロケットエンジンにおけるサルファアタック・コーキングに関する基礎研究」, 第 52 回 宇宙科学技術連合講演会, 淡路島, 2008 年 11 月 5-7 日.
- [25] 東野和幸, 駒崎慎一, 笹山容資(室工大), 木元健一(IHI), 坂口裕之(IHIエアロスペース), 石橋利幸(NEGENT), 「ロケット燃焼室におけるニッケル電鍍特性向上に関する基礎研究」, 第52回宇宙科学技術連合講演会, 淡路島, 2008年11月5日～7日
- [26] 湊亮二郎, 溝端一秀, 桑田耕明, 「超音速風洞試験におけるスターティングロードの計測と推算」, 第 52 回宇宙科学技術連合講演, 淡路, 2008 年 11 月.
- [27] 吹場活佳, 坪井伸幸, 小林弘明, 「円錐状ノズブーンをもつ超音速機の壁面圧力計測による機体姿勢の算出」, 平成 20 年度宇宙航行の力学シンポジウム, 相模原, 2008 年 12 月.
- [28] 坪井伸幸, 吹場活佳, “前処理法による非定常圧縮性低速流れの数値解析”, 宇宙航行の力学シンポジウム, 相模原, 2008 年 12 月.
- [29] 坪井伸幸, 吹場活佳, “超臨界燃焼流れにおける数値解析, 「低速高レイノルズ数に対する解析とその課題」, 平成 20 年度科学研究費空力班シンポジウム, 嬉野, 2009 年 1 月
- [30] 溝端一秀, 湊亮二郎, 吹場活佳, 東野和幸, 棚次亘弘, 「FTB としての小型超音速飛行実験機の構想と予備的な超音速機の試作」, 平成 20 年度宇宙輸送シンポジウム, 相模原, 2009 年 1 月.
- [31] 吹場活佳, 前田大輔, 磯田浩志, 東野和幸, 湊亮二郎, 「吸熱反応を利用した再生冷却に関する基礎研究 一室蘭工業大学における取り組み」, 平成 20 年度宇宙輸送シンポジウム, 相模原, 2009 年1月.
- [32] 桑田耕明, 笹山容資, 飯村拓哉, 渡辺侑也, 棚次亘弘, 溝端一秀, 吹場活佳, 坪井伸幸, 「小型無人超音速有翼機の横および方向の姿勢安定と操縦性に関する風洞試験」, 平成 20 年度宇宙輸送シンポジウム, 相模原, 2009 年1月.
- [33] 坪井伸幸, 吹場活佳, 「超臨界燃焼流れにおける数値解析: 低速高レイノルズ数に対する解析とその課題」, 平成 20 年度科学研究費空力班シンポジウム, 嬉野, 2009 年 1 月
- [34] 東野和幸, 杉岡正敏, 日比野政裕, 小林隆夫, 笹山容資, 大屋俊輔, 立川藍子, 三輪峻之, 「次世代型ロケット用燃料としての LNG の特性」, 第9回北海道エネルギー資源環境研究発表会, 札幌, 2009 年 2 月.
- [35] 坪井伸幸, 吹場活佳, 嶋田徹, 「前処理法による非定常圧縮性低速流れの数値解析: ハイブリッドロケット燃焼器内流れの解析に向けて」, 第 49 回航空原動機・宇宙推進講演会, 長崎, 2009 年 3 月.
- [36] 安田有佑, 溝端一秀, 棚次亘弘, 神津重実, 「サブスケール高速走行軌道装置を用いた予備的走行実験」, 第 6 回 HASTIC 学術講演会, 札幌, 2009 年 3 月.
- [37] 吹場活佳, 坪井伸幸, 小林弘明, “気球を用いた微小重力実験機による超音速飛行実験と機体姿勢計測”, 第 6 回 HASTIC 学術講演会, 札幌, 2009 年 3 月.
- [38] 高木正平: 「空力音と流れの不安定性」, 第41回流体力学講演会/航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム(基調講演), 6 月 18-19 日(2009), 宇宙航空研究開発機構.
- [39] 東野和幸, 杉岡正敏, 小林隆夫, 湊 亮二郎, 笹山容資, 大屋俊輔(室蘭工大), 「次世代型ロケット燃料としてのLNGの化学的特性」, 北海道支部夏季研究発表会(2009-7)
- [40] 笹山容資, 杉岡正敏, 小林隆夫, 境昌宏, 東野和幸(室蘭工大), 東伸幸, 青木賢司, 沖田耕一

- (JAXA):LNGロケットエンジンにおけるサルファアタック防止に関する研究ー特に金メッキの特性評価”, 第53回宇宙科学技術連合講演会 (2009-9)
- [41] 東野和幸, 杉岡正敏, 小林隆夫, 湊 亮二郎, 大屋 俊輔, 笹山容資(室蘭工大):「グラファイトコーティングによる LNG ロケットエンジンの再生冷却管内のコーキング抑制”, 第53回宇宙科学技術連合講演会 (2009-9)
- [42] 成尾芳博, 徳留真一郎, 稲谷芳文(JAXA), 東野和幸(室蘭工大), 「高度制御／着陸誘導可能な加圧供給方式エンジンの開発」, 第53回宇宙科学技術連合講演会 (2009-9)
- [43] 塚野徹, 吹場活佳, 棚次亘弘(室蘭工大), 「宇宙用スターリングサイクル発電機に関する実験的研究」, 第53回宇宙科学技術連合講演会 (2009-9)
- [44] 高木正平, 「二次元物体後流の安定性と空力音」, 平成21年度第1回流体工学研究会・懇話会(依頼講演)(北大工学部), (11/27/2009).
- [45] 桑田耕明, 飯村拓哉, 酒井貴志, 溝端一秀, 中田大将, 吹場活佳, 高木正平, 東野和幸, 棚次亘弘(室蘭工大), 丸 祐介(JAXA), 「小型無人超音速機において エンジン流量特性が全機空力特性に及ぼす影響」, 平成 21 年度宇宙輸送シンポジウム(2010-1)
- [46] 安田有佑, 神津亜実, 矢島淳, 中田大将, 棚次亘弘, 吹場活佳(室蘭工大), 「高速走行軌道装置の加減速に関する研究」, 平成 21 年度宇宙輸送シンポジウム(2010-1)
- [47] 石川昂紀, 小林隆夫, 神田康晴, 桃野 正, 東野和幸, 杉岡正敏(室工大), 「アルミニウム合金と水との反応による水素製造」, 第10回北海道エネルギー資源環境研究発表会 (2010-1)
- [48] 笹山容資, 湊 亮二郎, 境 昌宏, 小林隆夫, 杉岡正敏, 東野和幸(室蘭工大), 「LNG ロケットエンジンにおけるサルファアタック及びコーキングに関する研究」, 第7回 HASTIC 学術講演会, 北大, 2010 年 3 月 4 日
- [49] 前田大輔, 笹山容資, 湊 亮二郎, 小林隆夫, 杉岡正敏, 東野和幸, 棚次亘弘(室蘭工大)「EFとしてのメチルシクロヘキサンの熱分解特性」, 第7回 HASTIC 学術講演会, 北大, 2010 年 3 月 4 日
- [50] 高津武人, 神津亜実, 安田有佑, 中田大将, 溝端一秀, 棚次亘弘(室蘭工大)「超音速小型実験機の研究開発と高速走行試験装置について」, 第 7 回 HASTIC 学術講演会, 北大, 2010 年 3 月 4 日
- [51] 棚次亘弘, 「大気中を高速度で飛行するための基盤技術の研究開発」, 日本航空宇宙学会北部支部講演会, JSASS-2010-H053, 東北大学, 2010 年3月 11 日
- [52] 片山範将, 石村康生, 宮崎康行, 樋口 健, 「マルチセルインフレータブルサンドイッチパネルの曲げ特性に関する研究」, 第 52 回構造強度に関する講演会, 1A17, (JSASS-2010-3020), 鳥取, pp.49-51, (2010.7).
- [53] 塩路義行, 樋口 健, 岸本直子, 藤垣元治, 塩川貴之, 森本吉春, 「格子投影法によるメッシュ膜面の面外形状の計測」, 第 52 回構造強度に関する講演会, 1B06, (JSASS-2010-3024), 鳥取, pp.61-63, (2010.7).
- [54] 樋口 健, 青木隆平, 宮崎康行, 古谷 寛, 泉田 啓, 岸本直子, 角田博明, 石村康生, 石澤淳一郎, 酒井良次, 渡邊秋人, 川端信義, 堀 利行, 伊藤裕明, 渡辺和樹, 及川 祐, 倉富 剛, 「インフレータブル方式伸展マスト宇宙実証のための「きぼう」曝露部搭載実験装置の開発」, 第 52 回構造強度に関する講演会, 1A18, (JSASS-2010-3021), 鳥取, pp.52-54, (2010.7).
- [55] 荻 芳郎, 樋口 健, 石村康生:「剛体スピン軸への梁の取り付け誤差の影響」, 第 52 回構造強度

に関する講演会, 3A04, 鳥取, pp.179-181, (2010.7).

- [56] 青木隆平, 古谷 寛, 樋口 健, 宮崎康行, 石村康生, 石澤淳一郎, 泉田 啓, 岸本直子, 角田博明, 酒井良治, 渡邊秋人, 川端信義, 堀 利行, 伊藤裕明, 渡辺和樹, 及川 祐, 倉富 剛:「宇宙インフレーション構造の宇宙実証－SIMPLE－」, S1903-1-6, 2010 年度日本機械学会年次大会, 名古屋, (2010.9).
- [57] 伊藤信毅, 高木正平, 池田友明, 「平板後流の不安定と振動数選択機構」, 日本流体力学会年会 2010, (9/9-11, 2010).
- [58] 田中宏明, 森島駿一, 岡田侑樹, 池田忠繁, 坂本 啓, 秋田 剛, 荻 芳郎, 石村康生, 樋口 健, 「スマート構造システムの低温低圧環境試験」, 第 54 回宇宙科学技術連合講演会, 1K06, 静岡, (2010.11).
- [59] 神津 亜実, 中田 大將, 矢島 淳, 棚次 亘弘, 「2L11 高速走行軌道実験装置における水ブレーキの最適化」, 第54回宇宙科学技術連合講演会, 静岡県コンベンションアーツセンター, 2010 年11月17－19日
- [60] 塚野 徹, 吹場活佳, 棚次亘弘, 「3B09 軌道上での運用を目的としたスターリングサイクル発電機の研究」, 第54回宇宙科学技術連合講演会, 静岡県コンベンションアーツセンター, 2010 年11月17－19日
- [61] 東伸幸, 森谷信一, 只野真, 佐藤政裕, 青木賢司, 小林完, 沖田耕一(宇宙航空研究開発機構), 水野孝彦, 丹生謙一(三菱重工), 笹山容資, 東野和幸(室蘭工大), 「3H02 LOX/メタン再生冷却エンジンにおける金めっきによるサルファアタック影響抑制効果」, 第54回宇宙科学技術連合講演会, 静岡県コンベンションアーツセンター, 2010 年11月17－19日
- [62] 東野和幸, 棚次亘弘, 杉岡正敏, 湊 亮二郎, 笹山容資, 磯田浩志, 「3H04 メチルシクロヘキサンの熱分解吸熱反応による冷却効果について」, 第54回宇宙科学技術連合講演会, 静岡県コンベンションアーツセンター, 2010 年11月17－19日
- [63] 石川昂紀, 小林隆夫, 神田康晴, 杉岡正敏, 東野和幸, 「3H07 アルミ-水系反応による高圧水素の発生と宇宙機推進システムへの適用」, 第54回宇宙科学技術連合講演会, 静岡県コンベンションアーツセンター, 2010 年11月17－19日
- [64] 笹山容資, 杉岡正敏, 東野和幸(室工大), 東伸幸, 平岩徹夫, 沖田耕一(JAXA), 「3H03 バイオエタノールロケットエンジンの材料適合性に関する実験的研究」, 第54回宇宙科学技術連合講演会, 静岡県コンベンションアーツセンター, 2010 年11月17－19日
- [65] 溝端一秀, 湊亮二郎, 東野和幸, 棚次亘弘, 「フライングテストベッドとしての小型超音速飛行実験機およびそのプロトタイプ的设计と試作」, 第 48 回飛行機シンポジウム, 静岡県コンベンションアーツセンター, 2010 年11月30日－12月2日
- [66] 吹場活佳, 上村卓也, 溝端一秀, 湊亮二郎, 高木正平, 東野和幸, 棚次亘弘, 「室蘭工業大学吸い込み式超音速風洞の気流特性」, 第 48 回飛行機シンポジウム, 静岡県コンベンションアーツセンター, 2010 年11月30日－12月2日
- [67] 采光啓太, 岩佐貴史, 川村寛志, 樋口 健, 岸本直子, 藤垣元治, 塩川貴之, 「格子投影法による皺の生じた膜面形状の載荷経路依存性に関する実験的検証」, 第 26 回宇宙構造・材料シンポジウム, B19, 相模原, (2010.12).
- [68] 田中宏明, 森島駿一, 岡田侑樹, 池田忠繁, 坂本 啓, 秋田 剛, 荻 芳郎, 石村康生, 南部陽介, 樋口 健:「スマート構造システムの低温低圧環境における有効性実証試験」, 第 26 回宇宙構造・材料シンポジウム, 相模原, (2010.12).

- [69] 青木隆平, 樋口 健, 石澤淳一郎, 宮崎康行, 古谷 寛, 石村康生, 角田博明, 岸本直子, 泉田啓, 酒井良次, 渡邊秋人, 川端信義, 堀 利行, 伊藤裕明, 渡辺和樹, 及川 祐, 倉富 剛:「SIMPLE 膜構造宇宙実験の概要」, 第 26 回宇宙構造・材料シンポジウム, 相模原, (2010.12).
- [70] 小嶋浩嗣, 笠羽康正, 八木谷聡, 笠原禎也, 石坂圭吾, 熊本篤志, 樋口 健, 「次期磁気圏観測衛星検討 WG SCOPE 計画ープラズマ波動観測ー」, 第 11 回宇宙科学シンポジウム, P3-060, 相模原, (2011.1).
- [71] 小松敬治, 紀伊恒男, 後藤 健, 樋口 健, 石村康生, 吉原 眞, 飯倉省一, 松元和郎, ASTRO-G 技術実証チーム:「ASTRO-G LDR の EM 試験」, 第 11 回宇宙科学シンポジウム, P2-043, 相模原, (2011.1).
- [72] 石村康生, 紀伊恒男, 小松敬治, 後藤 健, 樋口 健, 村田泰宏, 岩田隆浩, 朝木義晴, 土居明宏, 萩野慎二, 土屋正治, 入門 寛, 隈下恭介, 吉原 眞, 松元和郎, ASTRO-G 技術実証チーム:「ASTRO-G LDR の総合評価」, 第 11 回宇宙科学シンポジウム, P2-042, 相模原, (2011.1).
- [73] 中田大将, 神津亜実, 矢島淳, 西根賢治, 東野和幸, 棚次亘弘, 「ハイブリッドロケット搭載高速走行軌道実験設備」, 平成 22 年度宇宙輸送シンポジウム, 相模原, 2011 年 1 月 20-21 日
- [74] 飯村拓哉, 吹場活佳, 上村卓也, 「遷音速領域における ADS の計測特性に関する研究」, 平成 22 年度宇宙輸送シンポジウム, 相模原, 2011 年 1 月 20-21 日
- [75] 溝端一秀, 湊亮二郎, 吹場活佳, 東野和幸, 棚次亘弘, 「フライングテストベッドとしての小型超音速飛行実験機の設計, およびプロトタイプを試作と試験飛行」, 平成 22 年度宇宙輸送シンポジウム, 相模原, 2011 年 1 月 20-21 日
- [76] 前田大輔, 笹山容資, 湊亮二郎, 小林隆夫, 杉岡正敏, 棚次亘弘, 東野和幸, 「熱分解吸熱反応燃料としてのメチルシクロヘキサンの分解特性」, 第 11 回北海道エネルギー資源環境研究発表会, 札幌, 2011 年 2 月.
- [77] 石川昂紀, 小林隆夫, 神田康晴, 桃野 正, 東野和幸, 杉岡正敏, 「アルミニウム合金と水との反応による高圧水素の製造」第11回北海道エネルギー資源環境研究発表会, 札幌, 2011 年 2 月.
- [78] 東野和幸, 湊亮二郎, 中田大将, 吹場活佳, 笹山容資, 牧野隆, 石川康弘, 野口裕一, 「LOX/LNG 高圧ロケットエンジン燃焼器噴射エレメントに関する実験的研究」第51回航空原動機・宇宙推進講演会, 広島, 2011 年 3 月 3-4 日
- [79] 中田 大将, 神津 亜実, 矢島 淳, 西根 賢治, 東野 和幸, 棚次 亘弘, 「ハイブリッドロケットで加速される高速走行軌道実験設備」第 8 回 HASTIC 学術講演会, 札幌, 2011 年 3 月 4 日
- [80] 湊亮二郎, 溝端一秀, 吹場活佳, 東野和幸, 棚次亘弘「室蘭工大の小型超音速飛行実験機の設計とプロトタイプ機体の飛行試験」, 第8回HASTIC学術講演会, 札幌, 2011年3月4日
- [81] 川村寛志, 岩佐貴史, 樋口 健, 岸本直子, 藤垣元治, 塩川貴之, 「格子投影法による皺の生じた膜面の全視野形状計測」, 日本機械学会中国四国支部第 49 期総会講演会, 岡山, 2011 年 3 月.
- [82] 高木正平, 山谷直広, 「自励による噴流不安定波の周波数選択」, 第 48 回「乱流遷移の解明と制御」研究会, 日本大学理工学部駿河台校舎, 2011 年 3 月 29-30 日.
- [83] 加藤 大貴, 高木 正平, 「低レイノルズ数における角柱からの渦放出特性」, 日本航空宇宙学会第42期年会講演会, 東京, 2011 年 4 月 14-15 日.
- [84] 神田康晴, 小林隆夫, 上道芳夫, 東野和幸, 杉岡正敏, 「アルミニウムと水との反応による水素製造とその応用」, 日本化学学会北海道支部, 室蘭, 2011年 7 月 23 日.

- [85] 高木正平, 山谷直広, 伊藤信毅:「人工音響ループによる二次元噴流不安定波周波数の選択」, 日本流体力学会年会 2011, (9/7-9/9/2011).
- [86] 横山慶輔, 高木 正平, 「縮流洞出口境界層の高周波変動の発生機構」, 日本流体力学会年会 2011, (9/7-9/9, 2011).
- [87] 高木正平:「さらに簡単化した自作 CTA 回路」, 日本機械学会 2011 年度年次大会(依頼講演) (9/11-9/14/2011).
- [88] 高木正平, 加藤大貴:「二次元翼後流における時間発展攪乱の観察と周波数選択機構」, 第 49 回「乱流遷移の解明と制御」研究会, (9/22-9/23/2011).
- [89] 笹山容資(室蘭工業大学大学院), 東野和幸(室蘭工業大学), 牧野隆, 石川康弘(株式会社 IHI), 野口裕一(株式会社 IHIエアロスペース)「2K11 バイオエタノールロケットエンジン燃焼器エレメントに関する実験的研究」, 第55回宇宙科学技術連合講演会, 愛媛県県民文化会館, 2011 年11月 30-12 月 2 日.
- [90] 東野和幸(室蘭工業大学), 笹山容資(室蘭工業大学大学院), 杉岡正敏(室蘭工業大学), 笹山容資(室蘭工業大学大学院)「2K12 バイオエタノールロケットエンジンの高温高压での材料適合性に関する実験的研究」, 第55回宇宙科学技術連合講演会, 愛媛県県民文化会館, 2011 年11 月 30-12 月 2 日.
- [91] 前田大輔, 笹山容資(室蘭工業大学大学院), 杉岡正敏, 東野和幸(室蘭工業大学)「3C09 空気吸込式エンジン冷却システムに用いる熱分解吸熱反応燃料に関する実験的研究(金属の触媒効果について)」, 第55回宇宙科学技術連合講演会, 愛媛県県民文化会館, 2011 年11月 30-12 月 2 日.
- [92] 石村康生, 紀伊恒男, 小松敬治, 後藤 健, 樋口 健, 村田泰宏, 岩田隆浩, 朝木義晴, 土居明宏, 萩野慎二, 土屋正治, 入門 寛, 隈下恭介, 吉原 眞, 松元和郎, ASTRO-G 技術実証チーム:ASTRO-G LDR の総合評価, 第 11 回宇宙科学シンポジウム, P2-042, 相模原, (2011.1).
- [93] 川村寛志, 岩佐貴史, 樋口 健, 岸本直子, 藤垣元治, 塩川貴之:格子投影法による皺の生じた膜面の全視野形状計測, 日本機械学会中国四国支部第 49 期総会講演会, 岡山, (2011.3.5).
- [94] 片山範将, 石村康生, 二橋勇気, 杉山彩香, 青木隆平, 樋口 健, 宮崎康行, 岸本直子:マルチセルインフレーションサンドイッチパネルの開発, 第 53 回構造強度に関する講演会, 1A12, (2011.7), (秋田)
- [95] 小野寺佑介, 樋口 健, 渡邊秋人:開断面一次元伸展構造物の力学特性取得実験, 第 53 回構造強度に関する講演会, 1A17, JSASS-2011-53050, (2011.7), (秋田)
- [96] 石村康生, 梶川隆史, 川端信義, 渡邊秋人, 尾崎毅志, 樋口健, 荻芳郎, 渡辺和樹, 笠羽康正, 小嶋浩嗣, 斎藤義文, 酒井良次:三軸織 STEM のスピン時における動的特性評価, 日本機械学会 2011 年度年次大会, J191045, (東京), (2011.9).
- [97] 川村寛志, 岩佐貴史, 岸本直子, 樋口 健, 藤垣元治, 塩川貴之:格子投影法を用いた膜面に生じる皺の減少過程の形状計測第 48 回日本航空宇宙学会関西・中部支部合同秋期大会, A33, (2011.11), (神戸)
- [98] 三輪武史, 樋口 健, 藤垣元治, 塩川貴之, 岩井達也, 似鳥透:格子投影法における 外挿法の適用と面計測, JSASS-2011-4441, 第 55 回宇宙科学技術連合講演会講演集, 3A04, (2011.12), (松山).
- [99] 川村寛志, 岩佐貴史, 岸本直子, 樋口 健, 藤垣元治, 塩川貴之:格子投影法を用いた薄膜に生じる皺の挙動計測日本実験力学会(JSEM), 分科会合同ワークショップ 2011, (2011.12), (米子).

- [100] 樋口 健, 三輪武史, 岩井達也, 似島 透, 岩佐貴史, 岸本直子: 格子投影法外挿法における計測精度向上の試み, 第 27 回宇宙構造・材料シンポジウム, B4, (相模原), (2011.12).
- [101] 樋口 健, 三輪武史, 岩井達也, 似島 透, 岩佐貴史, 岸本直子: 小型凹面鏡の格子投影法による形状計測, 第 27 回宇宙構造・材料シンポジウム, B5, (相模原), (2011.12).
- [102] 中田大将, 矢島淳, 西根賢治, 森木嵩人, ムハマドファクルラー, 東野和幸, 棚次亘弘, ”高速走行軌道実験設備の基盤技術について,” 平成 23 年度宇宙輸送シンポジウム, 2012 年 1 月, 相模原市
- [103] 矢島淳, 中田大将, 棚次亘弘, ”高速走行軌道実験装置の摩擦低減に関する研究,” 平成 23 年度宇宙輸送シンポジウム, 2012 年 1 月, 相模原市
- [104] 友常雄太郎, 姫野武洋, 渡辺紀徳, 中田大将, 棚次亘弘, 東野和幸, ”高速走行軌道実験の水制動特性に関する数値解析,” 平成 23 年度宇宙輸送シンポジウム, 2012 年 1 月, 相模原市
- [105] 北沢祥一, 阿野進, 伴弘司, 上羽正純, “環境電波のハーベスティングに関する一検討”, 電子情報通信学会マイクロウェーブ研究会, MW2011-83 (2011-9), pp.27-32
- [106] 伴弘司, 中本成洋, 岡智広, 上羽正純, “狭小な ICT 機器内空間における電波伝搬”, Microwave Workshops & Exhibition 2011(MWE2011), 2011.11.30-12.02, 横浜
- [107] 牟田龍平, 東野和幸, 杉岡正敏, 笹山容資, バイオエタノールロケットエンジン冷却における熱分解特性に関する研究, 平成 23 年度宇宙輸送シンポジウム, 2012 年 1 月 19 日～20 日, 相模原.
- [108] 溝端一秀, 湊亮二郎, 東野和幸, 棚次亘弘, 「フライングテストベッドとしての小型超音速飛行実験機の設計とプロトタイプ機の飛行試験」, 第 49 回飛行機シンポジウム, 2011 年 10 月 26 日～ 28 日, 金沢.
- [109] 溝端一秀, 湊亮二郎, 東野和幸, 棚次亘弘, 新井隆景, 「室蘭工大の小型超音速飛行実験機の空力設計と空力特性評価」, STCP-2011-069, 平成 23 年度宇宙輸送シンポジウム, 2012 年 1 月 19 日～20 日, 相模原.
- [110] 渡邊 力夫(東京都市大), 中田 大将(室工大), 東野 和幸(室工大), 棚次 亘弘(室工大), 室蘭工業大学における水／液体窒素ロケット軌道上稼働試験について, 第 20 回スペース・エンジニアリング・コンファレンス(SEC'11), 日本機械学会, 2012 年 1 月 26-27 日
- [111] 笹山容資(室蘭工大院), 東野和幸(室蘭工大), クリーンロケット燃料の燃焼特性と冷却特性に関する研究, 日本航空宇宙学会北部支部 2011 年講演会, 2012, 室蘭.
- [112] 牟田龍平, 笹山容資(室蘭工大院), 東野和幸, 杉岡正敏(室蘭工大), バイオエタノールロケットエンジンの準静的環境下における熱分解特性と再生冷却システムに関する研究, 日本航空宇宙学会北部支部 2011 年講演会, 2012, 室蘭.
- [113] 寺田利幸, 泉俊太郎, 笹山容資(室蘭工大院), 杉岡正敏, 東野和幸(室蘭工大), 東伸幸, 平岩哲夫(JAXA), バイオエタノールロケットエンジンに対する材料適合性に関する研究, 日本航空宇宙学会北部支部 2011 年講演会, 2012, 室蘭.
- [114] 溝端一秀, 湊亮二郎, 東野和幸, 棚次亘弘, フライングテストベッドとしての小型超音速飛行実験機の設計とプロトタイプ機の飛行試験, 第 49 回飛行機シンポジウム, 2011 年 10 月 26 日～ 28 日, 金沢.
- [115] 溝端一秀, 湊亮二郎, 東野和幸, 棚次亘弘, 新井隆景, 室蘭工大の小型超音速飛行実験機の空力設計と空力特性評価, STCP-2011-069, 平成 23 年度宇宙輸送シンポジウム, 2012 年 1 月 19 日～20 日, 相模原.

- [116] 江上 侑雄(HASTIC), 棚次 亘弘, 秋葉 鏑二郎(HASTIC), 無重力実験装置 Ez-Space V の開発, 第9回 HASTIC 学術講演会, 2012 年3月 13 日, 北大百年記念会館
- [117] 中田大将(室蘭工大), 矢島淳, 西根賢治(室蘭工大院), 森木崇人, ムハマド・ファクラー, 東野和幸, 棚次亘弘(室蘭工大), 高速走行軌道実験設備の展望, 第9回 HASTIC 学術講演会, 2012 年3月 13 日, 北大百年記念会館
- [118] 泉俊太郎, 笹山容資, 寺田利幸(室蘭工大院), 牟田龍平, 東野和幸, 杉岡正敏(室蘭工大), 東伸幸, 平岩哲夫(JAXA), バイオエタノールロケットエンジンにおけるCFRPの材料適合性に関する評価, 第9回 HASTIC 学術講演会, 2012 年3月 13 日, 北大百年記念会館
- [119] 三輪武史, 岩井達也(室蘭工大院), 似島 透, 樋口 健(室蘭工大), 格子投影法における外挿法の提案と計測精度評価, 第9回 HASTIC 学術講演会, 2012 年3月 13 日, 北大百年記念会館
- [120] 岩井達也, 三輪武史(室蘭工大院), 似島 透, 樋口 健(室蘭工大), 大型宇宙構造物の面形状計測法としての格子投影法, 第9回 HASTIC 学術講演会, 2012 年3月 13 日, 北大百年記念会館
- [121] 鷹取一哉(室蘭工大院), 金谷良平, 谷川 豊, 石田貴大, 樋口 健(室蘭工大), 無人小型超音速実験機(オオワシ1号機)の着陸衝撃吸収脚, 第9回 HASTIC 学術講演会, 2012 年3月 13 日, 北大百年記念会館
- [122] 塚野徹, 佐藤紘之, 棚次亘弘(室蘭工大), 宇宙用フリーピストン形スターリングサイクル発電機の負荷変動による発電特性, 第9回 HASTIC 学術講演会, 2012 年3月 13 日, 北大百年記念会館
- [123] 近藤光輝, 笹山容資(室蘭工大院), 東野和幸, 杉岡正敏(室蘭工大), 宇宙機推進システムとしての AI/水反応を利用した高圧水素製造に関する研究, 日本航空宇宙学会北部支部 2011 年講演会, 2012, 室蘭.
- [124] 山口研太, 杉岡正敏, 東野和幸, 塚野徹(室蘭工大), 熱分解吸熱反応燃料の触媒脱水素反応特性に関する研究, 日本航空宇宙学会北部支部 2011 年講演会, 2012, 室蘭.
- [125] 佐藤紘之, 塚野徹, 棚次亘弘(室蘭工大), 電気的な負荷変動によるフリーピストン形スターリングサイクル発電機の特長, 日本航空宇宙学会北部支部 2011 年講演会, 2012, 室蘭.
- [126] 西根賢治, 森木崇人, 中田大将, 東野和幸, 棚次亘弘(室蘭工大), ロケットスレッド搭載用標準模型の設計と天秤装置の検証, 日本航空宇宙学会北部支部 2011 年講演会, 2012, 室蘭.
- [127] 中田大将, 矢島淳, 西根賢治, 森木崇人, ムハマド・ファクラー, 東野和幸, 棚次亘弘(室蘭工大), 高速走行軌道実験設備の基盤研究, 日本航空宇宙学会北部支部 2011 年講演会, 2012, 室蘭.
- [128] 溝端一秀, 湊亮二郎, 東野和幸, 棚次亘弘, 小型超音速飛行実験機「オオワシ」の開発と予備的飛行実験, 日本航空宇宙学会北部支部 2011 年講演会, 2012, 室蘭.
- [129] 湊亮二郎, 東野和幸, 棚次亘弘(室蘭工大), バイオエタノール燃料を用いたガスジェネレータサイクル・ATRエンジンの開発, 日本航空宇宙学会北部支部 2011 年講演会, 2012, 室蘭.
- [130] 高木正平, 坂上昇史:「室蘭工大における遷移研究の2, 3の話題」, 第 50 回「乱流遷移の解明と制御」研究会, (3/29-3/30/2012).
- [131] 岩井達也, 似島 透, 樋口 健, 三輪武史:格子投影法による大型構造物の平面形状計測, 日本航空宇宙学会・日本機械学会共催, 第54回構造強度に関する講演会, 3A01, JSASS-2012-3065, pp.185-187, (2012.8.1-3), (熊本市国際交流会館)
- [132] 崎海里, 青田 一輝, 岩佐貴史, 樋口 健, 岸本直子:格子投影法を用いた全視野形状計測時のノイズ特性について, 日本機械学会 2012 年次大会, J191032, 金沢大学, 2012.9.9-12.

- [133] 手塚重聖(早大理工), 高木正平;三角柱後流でみられる振動流の各位相に加えられた擾乱の安定解析(Stability analysis for disturbances added at each phase of oscillatory flow observed in the wake of triangular cylinder), 第 50 回飛行機シンポジウム, 新潟トキメッセ(11/5-7, 2012)
- [134] 溝端一秀, 湊亮二郎, 東野和幸, 棚次亘弘, 高木正平, 樋口健, 上羽正純, 中田大将:室蘭工大の小型超音速飛行実験機(オオワシ)の開発の現状と展望, 第 50 回飛行機シンポジウム, 特殊航空機部門提案の企画「無人機の新技术と多面的応用」, 新潟市朱鷺メッセ, 2012.11.5-7.
- [135] 塚野 徹(室蘭工業大学大学院), 東野和幸, 杉岡正敏(室蘭工業大学)「3H18 白金触媒を用いた熱分解吸熱反応燃料の吸熱量評価と再生冷却システムに関する研究」, 第56回宇宙科学技術連合講演会, 大分県, 2012年11月20-11月22日.
- [136] 泉俊太郎(室蘭工業大学大学院), 杉岡正敏, 東野和幸(室蘭工業大学)「2H04 バイオエタノールロケットエンジンにおけるアルミニウムの材料適合性に関する研究」, 第56回宇宙科学技術連合講演会, 大分県, 2012年11月20-11月22日.
- [137] 湊 亮二郎(室蘭工業大学), 東野和幸, 棚次亘弘(室蘭工業大学航空宇宙機システム研究センター), 「小型無人超音速機用ガスジェネレータサイクルATRエンジンの開発」, 第56回宇宙科学技術連合講演会, 大分県, 2012年11月20-11月22日.
- [138] 渡辺豪, 渡邊力夫(東京都市大学), 中田大将, 東野和幸, 棚次亘弘(室蘭工業大学), 「2H09 高速走行軌道装置を用いた水/液体窒素ロケットの稼働試験」, 第56回宇宙科学技術連合講演会, 大分県, 2012年11月20-11月22日.
- [139] 上羽 正純, 溝端一秀(室蘭工業大学)「1H10 小型無人超音速実験機の着陸制御の一検討」, 第56回宇宙科学技術連合講演会, 大分県, 2012年11月20-11月22日
- [140] 似鳥 透, 岩井達也, 樋口 健, 相原弘匡, 村瀬祥宏:格子投影法外挿法における面形状計測座標の幾何算出法の適用, 第 56 回宇宙科学技術連合講演会講演集 1010, JSASS-2012-4286, 別府国際コンベンションセンター(ビーコンプラザ), 2012.11.20-22.
- [141] 樋口 健, 岩佐貴史, 岸本直子, 岩井達也, 似鳥 透:2カメラを用いた格子投影法による表面形状計測, 第 28 回宇宙構造材料シンポジウム, ISAS/JAXA 相模原, 2012.12.4.
- [142] 岩佐貴史, 石村康生, 田中宏明, 樋口 健, 岸本直子, 古谷 寛, 神谷友裕, 小木曾望, 目黒 在, 泉田 啓, 荻 芳郎, 中篠恭一, 坂本 啓, 仙場淳彦, 佐藤泰貴, 松尾雄太郎:点計測と面計測を統合した大型宇宙構造システムの高精度形状計測法の提案, 第 28 回宇宙構造材料シンポジウム, ISAS/JAXA 相模原, 2012.12.4.
- [143] 江上郁雄(HASTIC), 棚次亘弘, 秋葉鐮二郎(HASTIC), Ez-SpaceVI, 第 10 回 HASTIC 学術講演会, 北海道大学-JAXA 連携宇宙環境利用分科会, 北海道大学学術交流会館, 2013 年 2 月 22 日
- [144] 塚野 徹, 東野和幸, 杉岡正敏(室蘭工業大学)「白金触媒を用いたメチルシクロヘキサンの熱分解吸熱反応特性」, 第10回HASTI学術講演会, 北大, 2013年2月22日.
- [145] 西根賢治, 立桶 薫, 中田大将, 棚次亘弘, 東野和幸(室蘭工業大学)「ロケットスレッドを用いた飛翔体の空力測定」, 第10回HASTI学術講演会, 北大, 2013年2月22日.
- [146] 近藤光輝, 杉岡正敏, 東野和幸(室蘭工大), 宇宙機推進システムとしての AI/水反応を利用した常圧および高压水素製造に関する研究, 日本航空宇宙学会 第53回航空原動機・宇宙推進講演会, 倉敷市, 2013 年 3 月 4-5日.
- [147] 山本庸平, 湊 亮二郎, 杉岡正敏, 東野和幸(室蘭工業大学)「白金アルミナ触媒を使用したバイオエタノールの熱分解吸熱反応に関する研究」, 日本航空宇宙学会北部支部2013年講演会

ならびに第14回再使用型推進系シンポジウム, 東北大, 2013年3月14-15日.

- [148] 泉俊太郎, 杉岡正敏, 東野和幸(室蘭工業大学), 東伸幸, 小林悌宇「液体ロケットエンジンにおけるバイオエタノールの材料適合性に関する実験的研究」, 日本航空宇宙学会北部支部2013年講演会ならびに第14回再使用型推進系シンポジウム, 東北大, 2013年3月14-15日.
- [149] 高木正平, 上田祐士(室蘭工業大学)「小翼列を用いた翼剥離流のActive 制御」, 日本航空宇宙学会北部支部2013年講演会ならびに第14回再使用型推進系シンポジウム, 東北大, 2013年3月14-15日.
- [150] 高木正平, 宮森康臣, 大立目浩幸(室蘭工業大学)「低レイノルズ数における二次元物体後流の渦構造の可視化」, 日本航空宇宙学会北部支部2013年講演会ならびに第14回再使用型推進系シンポジウム, 東北大, 2013年3月14-15日.
- [151] 上羽 正純, 樋口 健, 東野 和幸(室蘭工業大学), 「B-3-5 緊急時リアルタイム画像伝送高速小型無人航空機システムの提案」, 電子情報通信学会 2013 年総合大会, 岐阜大, 2013 年 3 月 19 日~22 日
- [152] 竹内僚太郎, 上羽 正純(室蘭工業大学), 矢野一人, 小林聖(ATR)「B-5-77 複数無人航空機及び追尾アンテナ付地上局間 MIMO 空間相関行列特性の検討」, 電子情報通信学会 2013 年総合大会, 岐阜大, 2013 年 3 月 19 日~22 日
- [153] 棚次亘弘, 東野和幸, 樋口 健, 中田大将(室工大), 姫野武洋(東大), 渡邊力夫(都市大), 「P05 高速走行軌道試験設備」, 日本航空宇宙学会 第 44 期年会講演会, 東京大学 山上会館, 2013 年 4 月 18 日-19 日.
- [154] 高木 正平, 横山慶輔: 後流不安定と超音速縮流胴境界層の再遷移, 第 53 回乱流遷移研究会, (東京, 9/24-25, 2013).
- [155] 山本康平, 塚野 徹 (室蘭工業大学大学院), 湊 亮二郎, 杉岡正敏, 東野和幸 (室蘭工業大学)「2 A 1 0 バイオエタノールの熱分解吸熱反応に関する研究~特に準静的環境における熱分解特性~」, 第 5 7 回宇宙科学技術連合講演会, 鳥取県, 2013 年 10 月 09-10 月 11 日.
- [156] 宮森康臣, 畠中和明, 高木正平: 石鹼膜に形成される柱体後流渦列のシュリーレン法による可視化, 高速度イメージングとフォトニクスに関する総合シンポジウム 2013 (JCHSIP2013), (室蘭, 10/17-19, 2013).
- [157] 高木正平, 上田祐士: 小翼列を用いた翼剥離流の Active 制御, 第 51 回飛行機シンポジウム, (高松, 11/20-11/22) .
- [158] 中田大将, 樋口 健, 棚次亘弘, 東野和幸: ロケットスレッドの構造設計について, 日本航空宇宙学会・日本機械学会共催, 第 55 回構造強度に関する講演会, 1A09, JSASS-2013-3012, pp.25-27, (2013.8.7-9), 室蘭.
- [159] 相原弘匡, 岩井達也, 似鳥 透, 樋口 健, 岩佐貴史, 岸本直子, 藤垣元治: 格子投影法 2 カメラ計測法による大型構造物の面形状計測と精度評価, 日本航空宇宙学会・日本機械学会共催, 第 55 回構造強度に関する講演会, 2A06, JSASS-2013-3050, pp.136-138, (2013.8.7-9), 室蘭.
- [160] 岩佐貴史, 小野静之, 後垣雄太, 岸本直子, 相原弘匡, 似鳥 透, 樋口 健, 小木曾望, 藤垣元治, ISAS/JAXA 戦略開発費高精度計測チーム: 点計測と面計測を統合した大型宇宙構造システムの表面形状計測法に関する検討実験, 日本航空宇宙学会・日本機械学会共催, 第 55 回構造強度に関する講演会, 2A07, JSASS-2013-3051, pp.139-141, (2013.8.7-9), 室蘭.

- [161] 近江信耶, 蒔田愛道, 樋口 健, 宮崎康行, 古谷 寛, 青木隆平, 川端信義, 渡邊秋人, 坂本信臣, SIMPLE-IEM 実験チーム: 宇宙インフレーション伸張マストの軌道上初期運用, 日本航空宇宙学会・日本機械学会共催, 第 55 回構造強度に関する講演会, 3A10, JSASS-2013-3080, pp.225-227, (2013.8.7-9), 室蘭.
- [162] 浅野 等, 五明 泰作, 河南 治, 廣川 智己, 新本 康久, 大田 治彦, 鈴木 康一, 今井良二, 川崎 春夫, 藤井 清澄, 栗本 卓, 駒崎 雅人, 二相流体ループ ISS 実験装置のシステム特性, 日本混相流学会混相流シンポジウム 2013, 2013 年 8 月 9 日, 長野市 (信州大学).
- [163] 和田大輔, 今井良二, 三原礼, 極低温流体による予冷時の沸騰熱伝達特性の計測, 日本混相流学会混相流シンポジウム 2013, 2013 年 8 月 9 日, 長野市 (信州大学).
- [164] 岸本直子, 小野静之, 後垣雄太, 岩佐貴史, 樋口 健, 藤垣元治: 格子投影法による大型構造物の面形状計測と精度評価, 日本機械学会, 2013 年度年次大会, 岡山, (2013.9.8-11).
- [165] 岸本直子, 岩佐貴史, 樋口 健: 格子投影法を用いた 3 次元形状計測の高精度化実証実験について, 第 57 回宇宙科学技術連合講演会, 1K14, JSASS-2013-4191, 米子 (米子コンベンションセンターBigShip), (2013.10.9-11).
- [166] 樋口 健, 青木隆平, 宮崎康行, 渡邊秋人, 川端信義, 堀 利行, 伊藤裕明: SIMPLE 宇宙実験に供されたインフレーション伸張マストの開発試験, 第 57 回宇宙科学技術連合講演会, 3M12, JSASS-2013-4676, 米子, (2013.10.9-11).
- [167] 栗本 卓, 松本 聡, 駒崎 雅人, 澤田 健一郎, 川崎 春夫, 大田 治彦, 新本 康久, 鈴木 康一, 浅野 等, 河南 治, 今井 良二, 「きぼう」における沸騰二相流実験装置の開発状況, 日本マイクログラビティ応用学会第 27 回学術講演会(JASMAC-27), 2013 年 11 月 29 日.
- [168] 樋口 健, 相原弘匡, 似鳥 透, 松尾剣都, 岩佐貴史, 岸本直子: 格子投影法 2 カメラ法における繰り返し計測精度, 第 29 回宇宙構造・材料シンポジウム, A11, (2013.12.3), ISAS/JAXA 相模原.
- [169] 貝森政明, 勝又暢久, 樋口 健: 形状記憶合金を用いた組紐被服ブームの展開挙動評価, 日本機械学会宇宙工学部門, 第 22 回スペース・エンジニアリング・コンファレンス(SEC'13), (2013.12.20-21), 東京.
- [170] 藤原直也, 勝又暢久, 樋口 健: 大型宇宙構造物の実現に向けた自動構築メカニズムの開発, 日本機械学会宇宙工学部門, 第 22 回スペース・エンジニアリング・コンファレンス(SEC'13), (2013.12.20-21), 東京.
- [171] 岩佐貴史, 牧 恒男, 原田 卓, 岸本直子, 亀井宏貴, 樋口 健, 相原弘匡, 藤垣元治, 吉川隆章, 小木曾望, 田中宏明, 石村康生, 河野太郎, 神谷友裕, 古谷 寛, 坂本 啓, 佐藤泰貴, 中篠恭一, 荻 芳郎, 泉田 啓, 仙場敦彦: 高精度大型宇宙構造システムの開発研究 — 高精度形状計測技術の開発研究 —, ISAS/JAXA 第 14 回宇宙科学シンポジウム, 相模原, (2014.1.9-10).
- [172] 溝端一秀, 湊亮二郎, 樋口 健, 勝又暢久, 上羽正純, 中田大将, 高木正平, 東野和幸, 棚次亘弘(室蘭工大), 室蘭工大の小型超音速飛行実験機(オオワシ)の研究開発の現状, 宇宙輸送シンポジウム, 2014 年 1 月 16-17 日, 相模原市, STCP-2013-026.
- [173] 鈴木祥弘, 大石栄(室蘭工大院), 上村隆太, 塩田光平, 行澤陽, 溝端一秀, 棚次亘弘(室蘭工大), 新井隆景(阪府大), 室蘭工大の小型超音速飛行実験機(オオワシ)の操舵空力特性, 宇宙輸送シンポジウム, 2014 年 1 月 16-17 日, 相模原市, STCP-2013-027.
- [174] 側原圭太(筑波大院), 加藤優一(名大工院), 松岡健(名大), 笠原次郎(名大), 松尾亜紀子(慶

- 大), 船木一幸(ISAS/AXA), 中田大将(室工大), 東野和幸(室工大), 棚次亘弘(室工大), 高速走行軌道装置における回転デトネーションエンジン滑走試験に関する研究, 宇宙輸送シンポジウム, 2014 年 1 月 16-17 日, 相模原市, STCP-2013-033.
- [175] 中田大将(室工大), 棚次亘弘, 湊亮二郎, 軸流反転ファンの基礎実験, 宇宙輸送シンポジウム, 2014 年 1 月 16-17 日, 相模原市, STCP-2013-036.
- [176] 高木正平(室工大), 上田祐士, 伏木田裕介, 平田裕, 低速から超音速境界層の空力制御について, 宇宙輸送シンポジウム, 2014 年 1 月 16-17 日, 相模原市, STCP-2013-041.
- [177] 正木陽(室工大・院), 高木正平, 棚次亘弘(室工大), ISAS 高速風洞の気流特性, 宇宙輸送シンポジウム, 2014 年 1 月 16-17 日, 相模原市, STCP-2013-042.
- [178] 中田大将, ムハマド ハフィズ, 棚次亘弘, 東野和幸, 廣田光智(室工大), ハイブリッドロケットの着火遅れに関する基礎実験, 宇宙輸送シンポジウム, 2014 年 1 月 16-17 日, 相模原市, STCP-2013-044.
- [179] 杉岡正敏, 東野和幸, 神田康晴, 板倉賢一(室蘭工業大学) UGC ガスの脱硫と水素製造における触媒開発, 第 14 回北海道資源環境研究発表会, 北大, 2014 年 1 月 28 日.
- [180] 塚野 徹, 山本康平, 杉岡正敏, 棚次亘弘, 東野和幸(室蘭工業大学)「炭化水素燃料における熱分解吸熱反応」, 第 11 回 HASTIC 学術講演会, 北大, 2014 年 2 月 24 日.
- [181] モハメドハフィズ, 中田大将, 棚次亘弘, 東野和幸, 廣田光智(室蘭工業大学)「ハイブリッドロケットの着火遅れ」, 第 11 回 HASTIC 学術講演会, 北大, 2014 年 2 月 24 日.
- [182] 飯島 明日香, 笹木 康平, 山本 康平, 塚野 徹(室蘭工業大学大学院), 湊 亮二郎, 杉岡 正敏, 棚次 亘弘, 東野 和幸(室蘭工業大学 航空宇宙機システム研究センター): バイオエタノールの吸熱特性に関する研究～特に白金アルミナ触媒を用いた場合, 日本航空宇宙学会北部支部 2014 年講演会ならびに第 15 回再使用型推進系シンポジウム, 東北大, 2014 年 3 月 10-11 日.
- [183] 近藤賢, 鈴木祥弘, ムハマドハナン, 溝端一秀, 湊亮二郎, 東野和幸, 棚次亘弘, 「室蘭工大の小型超音速飛行実験機の空力特性と飛行性能予測」, 日本航空宇宙学会北部支部 2014 年講演会ならびに第 15 回再使用型推進系シンポジウム, 東北大, 2014 年 3 月 10-11 日.
- [184] 渡口 翼, 小野正貴, 溝端一秀, 湊亮二郎, 東野和幸, 棚次亘弘, 福士誠, 山中大樹, 梅村諒磨, 「室蘭工大の小型超音速飛行実験機の予備的飛行試験」, 日本航空宇宙学会北部支部 2014 年講演会ならびに第 15 回再使用型推進系シンポジウム, 東北大, 2014 年 3 月 10-11 日.
- [185] 上羽 正純, 溝端一秀(室蘭工業大学大学院)「1C10 小型無人超音速実験機の着陸制御の一検討」, 第 51 回飛行機シンポジウム, 香川県, 2013 年 11 月 20-11 月 22 日.
- [186] 山下 智也, 上羽 正純(室蘭工業大学大学院)「1C12 小型無人超音速実験機のリアルタイムダイナミクス同定法」, 第 51 回飛行機シンポジウム, 香川県, 2013 年 11 月 20-11 月 22 日.
- [187] 石川温士, 今井良二, 「水平管群まわりの鉛直上昇気液二相流に関する研究」, 混相流シンポジウム 2014, 札幌市, 2014 年 7 月 28-30 日.
- [188] 河南治, 今井智敬, 大久保正基, 浅野等, 新本康久, 大田治彦, 今井良二, 栗本卓, 松本聡, 「加熱部が短い円管での沸騰熱伝達と気液挙動について」, 混相流シンポジウム 2014, 札幌市, 2014 年 7 月 28-30 日.

- [189] 溝端一秀, 大石栄, 鈴木祥弘, 近藤賢, 渡口翼, 東野和幸, 棚次亘弘, 湊亮二郎, 「室蘭工大の小型超音速飛行実験機の空力設計および空力特性評価」, 第 52 回飛行機シンポジウム, 長崎, 2014 年 10 月.
- [190] 勝又暢久, 貝森政明, 樋口 健:形状記憶合金を用いた組紐被覆コンベックステープブームの展開実証, 第 56 回構造強度に関する講演会, JSASS-2014-3020, pp.51-53, (2014), 浜松.
- [191] 大加瀬容平, 阿部尚大, 樋口 健, 勝又暢久, 渡邊秋人:二重薄肉開断面伸展梁(Bi-STEM)の接触解析による形状取得と力学特性, 第 56 回構造強度に関する講演会, 2A01, JSASS-2014-3038, pp.105-107, (2014.8), 浜松.
- [192] 土居明広, 河野裕介, 木村公洋, 佐藤泰貴, 小山友明, 山下一芳, 松本尚子, 金口政弘, 鈴木駿策, 岡田 望, 本間希樹, 秋山和徳, 上原顕太, 中原聡美, 福家英之, 坂東信尚, 莊司泰弘, 石村康生, 田中宏明, 坂本 啓, 樋口 健, 荻 芳郎, 岸本直子, 岩佐貴史, 村田泰宏, 小川英夫: Balloon-borne VLBI, 第 14 回大気球シンポジウム, 相模原, (2014.11).
- [193] 樋口 健, 古谷 寛, 宮崎康行, 青木隆平, 吉田長治, 渡邊秋人, 渡辺和樹, 蒔田愛道:SIMPLE インフレータブル伸展マストの軌道上長期運用実験経過, JSASS-2014-4133, 第 58 回宇宙科学技術連合講演会, 1G04, 長崎, (2014.11).
- [194] 岸本直子, 樋口 健, 藤垣元治, 岩佐貴史:格子投影法を用いた可搬型計測装置による3次元形状計測, JSASS-2014-4145, 第 58 回宇宙科学技術連合講演会, 1G16, 長崎, (2014.11).
- [195] 岩佐貴史, 岸本直子, 樋口 健, 藤垣元治, 小木曾望:レーザートラッカーと格子投影法を利用した全視野形状計測について, JSASS-2014-4591, 第 58 回宇宙科学技術連合講演会, 3B07, 長崎, (2014.11).
- [196] 笹木 康平, 飯島 明日香, 中田大将, 湊 亮二郎, 杉岡 正敏, 棚次 亘弘, 東野 和幸, 石本真二, 東 伸幸: JAXAリファレンスシステムの推進系に関する基礎検討, 第 58 回宇宙科学技術連合講演会, 1J01, 長崎, (2014.11.12-14).
- [197] 小野寺英之, 杉岡 正敏, 今井良二, 東野 和幸, 増田井出夫:アルミ-水反応の衛星推進系への適用, 第 58 回宇宙科学技術連合講演会, 1J11, 長崎, (2014.11.12-14).
- [198] 中田大将, 堀尾宗平, 東野 和幸, 棚次亘弘, 廣田光智:ハイブリッドロケットの着火時間に関する実験的研究, 第 58 回宇宙科学技術連合講演会, 2J06, 長崎, (2014.11.12-14).
- [199] 樋口 健(室蘭工業大学), 古谷 寛(東工大), 宮崎康行(日大), 青木隆平(東大), 吉田長治(JAXA), 渡邊秋人(サカセ・アドテック), 渡辺和樹(ウェルリサーチ), 蒔田愛道(室工大大学院): SIMPLE インフレータブル伸展マストの軌道上長期運用実験経過, 第 58 回宇宙科学技術連合講演会, 1G04, 長崎, (2014.11.12-14).
- [200] 今井良二(室工大), 容器内動的濡れ挙の CFD 解析, 日本マイクログラビティ応用学会第 28 回学術講演会, 26A04, 姫路, (2014.11.28-28)).
- [201] 今井良二(室蘭工大), 鈴木康一(山口東理大), 川崎春夫(JAXA), 大田治彦, 新本康久(九大), 浅野等(神戸大), 河南治(兵庫県大), 岡利春, 友部俊之, 宇宿功史郎, 島田雅喜(IHI エアロスペース), 松本聡, 栗本卓, 高岡秀充, 坂本道人, 澤田健一郎(JAXA), ISS 利用 TPF 沸騰二相流実験 その 5. 凝縮器の開発, 日本マイクログラビティ応用学会第 28 回学術講演会, 27A05, 姫路, (2014.11.28-28)).
- [202] 大田治彦, 新本康久, 廣川智己(九大), 浅野等(神戸大), 河南治(兵庫県大), 鈴木康一(山口東理大), 今井良二(室蘭工大), 岡利春, 友部俊之, 宇宿功史郎, 島田雅喜(IHI エアロスペース), 松本聡, 栗本卓, 高岡秀充, 坂本道人, 川崎春夫, 澤田健一郎(JAXA), ISS 利用 TPF 沸

- 騰二相流実験その 1. 概要, 日本マイクログラビティ応用学会第 28 回学術講演会, 27A01, 姫路, (2014.11.28-28)).
- [203] 高岡秀充, 松本聡, 栗本卓, 坂本道人, 澤田健一郎, 川崎春夫(JAXA)大田治彦, 新本康久, (九大), 鈴木康一(山口東理大), 浅野等(神戸大), 河南治(兵庫県大), 今井良二(室蘭工大), 岡利春, 友部俊之, 宇宿功史郎, 島田雅喜(IHI エアロスペース), ISS 利用 TPF 沸騰二相流実験その 2. 実験装置の開発, 日本マイクログラビティ応用学会第 28 回学術講演会, 27A02, 姫路, (2014.11.28-28)).
- [204] 河南治, 今井智敬, 大久保 正基(兵庫県大), 大田治彦, 新本康久, 廣川智己(九大), 浅野等(神戸大), 鈴木康一(山口東理大), 今井良二(室蘭工大), 岡利春, 友部俊之, 宇宿功史郎, 島田雅喜(IHI エアロスペース), 松本聡, 栗本卓, 高岡秀充, 坂本道人, 川崎春夫, 澤田健一郎, (JAXA)ISS 利用 TPF 沸騰二相流実験その 3. 蒸発部の開発, 日本マイクログラビティ応用学会第 28 回学術講演会, 27A03, 姫路, (2014.11.28-28)).
- [205] 浅野等, 五明泰作(神戸大), 大田治彦, 新本康久(九大), 河南治(兵庫県大), 鈴木康一(山口東理大), 今井良二(室蘭工大), 岡利春, 友部俊之, 宇宿功史郎, 島田雅喜(IHI エアロスペース), 松本聡, 栗本卓, 高岡秀充, 坂本道人, 川崎春夫, 澤田健一郎, (JAXA)ISS 利用 TPF 沸騰二相流実験その 4. 観察部での気液界面構造の計測, 日本マイクログラビティ応用学会第 28 回学術講演会, 27A03, 姫路, (2014.11.28-28)).
- [206] 今井智敬, 大久保 正基, 河南治(兵庫県大), 大田治彦, 新本康久(九大), 浅野等(神戸大), 今井良二(室蘭工大), 松本聡, 栗本卓, 高岡秀充, 坂本道人, (JAXA)沸騰・二相流体ループの加熱円管壁面における気液挙動と熱伝達, 日本マイクログラビティ応用学会第 28 回学術講演会, P32, 姫路, (2014.11.28-28)).
- [207] 山下 智也, 上羽 正純, 「小型無人超音速実験機の飛行時リアルタイムダイナミクス同定手法の検討」, 第 52 回飛行機シンポジウム, 2G08, 2014 年 10 月 8 日～10 日, 長崎市
- [208] 横田 滋弘, 上羽 正純, 「小型無人超音速機の縦系着陸制御系設計と外乱に対する性能評価」, 第 52 回飛行機シンポジウム, 2G09, 2014 年 10 月 8 日～10 日, 長崎市
- [209] 竹内 僚太郎, 上羽 正純, 「ワイヤレス通信による飛行情報を用いた無人航空機向け追尾アンテナ制御技術の研究」, 第 57 回自動制御連合講演会, 1B05-1, 2014 年 11 月 10 日～12 日, 群馬県伊香保町
- [210] 北沢 祥一(ATR), 上羽 正純(室蘭工大), 「小型無人超音速実験機テレメトリ用指向性切り替えアンテナに対する考察」, 第 58 回宇宙科学技術連合講演会, JSASS-2014-4641 _3E10, 2014 年 11 月 12 日～14 日
- [211] 佐藤泰貴, 土居明広, 石村康生, 田中宏明, 荻芳郎, 樋口 健, 河野裕介, 木村公洋: 気球 VLBI のための高精度大型リフレクタ鏡面の開発, 第 30 回宇宙構造材料シンポジウム, A02, 相模原, (2014.12).
- [212] 伊藤良磨, 相原弘匡, 樋口 健: 格子投影法による相対変位計測, 第 30 回宇宙構造材料シンポジウム, A09, 相模原, (2014.12).
- [213] 田中宏明, 樋口 健, 石村康生, 土居明広, 佐藤泰貴, 坂本 啓, 稲垣章弥, 池田忠繁, 小木曾望, 岩佐貴史, 荻 芳郎, 高精度スマート形状可変鏡開発チーム, “大型高精度光学架台: スマート構造システム,” 第 15 回宇宙科学シンポジウム, P-294, 相模原, (2015.1).
- [214] 矢野 一人, 北沢 祥一, 阿野 進, 有吉 正行, 熊谷 智明(ATR), 伏水博樹(日本遠隔制御), 上羽 正純, 樋口 健, 「複数無人航空機による大型建造物監視のためのアンテナ追尾方式」, 電子情報通信学会衛星通信研究会, SAT-2014-51, 那覇市, 2015

- [215] 上羽 正純, 竹内 僚太郎, 樋口 健, 「複数無人航空機による同時観測を可能とする高精度・高応答追尾アンテナ制御技術の検討」, SAT-2014-52, 電子情報通信学会衛星通信研究会, 那覇市, 2015 年 2 月 18-19 日
- [216] 北沢 祥一, 上羽 正純, 「小型無人超音速実験機に搭載する 1.2GHz 帯テレメトリ用アンテナ」, SAT-2014-53, 電子情報通信学会衛星通信研究会, 那覇市, 2015 年 2 月 18-19 日
- [217] 上羽 正純(室蘭工業大学), 須崎 皓平, 杉山 隆利(NTT 未来ねっと研究所), 「アンテナ指向方向高精度化に向けた小型船舶搭載衛星追尾アンテナに作用する外乱トルク補償法の検討」, 電子情報通信学会衛星通信研究会, SAT-2014-57, 那覇市, 2015 年 2 月 18-19 日
- [218] 上羽 正純(室蘭工業大学), 須崎 皓平, 杉山 隆利(NTT 未来ねっと研究所), 「小型船舶用衛星追尾アンテナにおける指向方向高精度化に向けた外乱トルク補償法の検討」, 電子情報通信学会総合大会, B-3-9, 草津市, 2015 年 3 月 10-13 日
- [219] 東野和幸, 小野寺英之, 今井良二, 杉岡正敏(室蘭工業大学), 増田井出夫, 畑井啓吾, 「AI/水 系反応における水素製造制御法の開発」, 第 15 回北海道エネルギー資源環境研究発表会, 北大, 2017 年 1 月 27 日.
- [220] 東野和幸, 大堀英雄, 小野寺英之, 杉岡正敏(室蘭工業大学)「AI/水 系反応における水素製造循環に関する開発」, 第 15 回北海道エネルギー資源環境研究発表会, 北大, 2017 年 1 月 27 日.
- [221] 飯島 明日香, 笹木 康平, 湊 亮二郎, 中田大將, 杉岡 正敏, 棚次 亘弘, 東野 和幸(室蘭工業大学 航空宇宙機システム研究センター): バイオエタノールの熱吸熱吸熱燃料としての特性に関する研究, 日本航空宇宙学会北部支部 2015 年講演会ならびに第 16 回再使用型宇宙推進系シンポジウム, 能代, 2015 年 3 月 16-17 日.
- [222] 笹木 康平, 飯島 明日香, 湊 亮二郎, 中田大將, 杉岡 正敏, 棚次 亘弘, 東野 和幸(室蘭工業大学), 東 伸幸(JAXA): バイオエタノールロケットエンジンの冷却特性に関する研究, 日本航空宇宙学会北部支部 2015 年講演会ならびに第 16 回再使用型宇宙推進系シンポジウム, 能代, 2015 年 3 月 16-17 日.
- [223] 湊 亮二郎, 今井良二, 東野 和幸(室蘭工業大学): ガスジェネレータサイクルエアターボラムジェットの要素性能に関する研究, 日本航空宇宙学会北部支部 2015 年講演会ならびに第 16 回再使用型宇宙推進系シンポジウム, 能代, 2015 年 3 月 16-17 日.
- [224] 立桶 薫, 中田大將, 棚次 亘弘, 東野 和幸(室蘭工業大学): 10KW バッテリー駆動反転ファンの基礎実験, 日本航空宇宙学会北部支部 2015 年講演会ならびに第 16 回再使用型宇宙推進系シンポジウム, 能代, 2015 年 3 月 16-17 日.
- [225] 今井良二(室工大), 微小重力環境における容器内動的濡れ挙動解析技術に関する研究, 第12 回 HASTIC 学術講演会, 札幌, 2015 年 2 月 24 日
- [226] 大田治彦, 新本康久, 松本聡, 浅野等, 今井良二, 河南治, 鈴木康一, 藤井清澄, 非共溶性混合媒体の強制流動沸騰を用いた宇宙用排熱システムの極限性能の追及, 第 29 回宇宙環境利用シンポジウム, 相模原市, 2015 年 1 月 25 日
- [227] 川口 秀樹, 上羽 正純(室蘭工業大学), 松岡 茂登(大阪大学), “サーバラック電磁シールドメッシュによるミリ波反射・信号ひずみの FDTD 法解析”, 電子情報通信学会 アンテナ・伝搬研究会, A・P 2014-164 松山市, 2015 年 1 月 22-23 日
- [228] 川口 秀樹, 上羽 正純(室蘭工業大学), 松岡 茂登(大阪大学), “データサーバラック内でのサーバー間ミリ波通信における反射・干渉伝搬特性の FDTD 法解析”, 電気学会電磁界理論研究会, EMT-15-018, 豊中市, 2015 年 1 月 29-30 日

- [229] 川口 秀樹, 上羽 正純(室蘭工業大学), 松岡 茂登(大阪大学), “データセンターにおけるミリ波無線通信化のためのサーバラック背面ドア電磁シールドメッシュの仕様検討”, 電子情報通信学会総合大会, A-B-1-8, 草津市, 2015 年 3 月 10-13 日
- [230] 中田大将, 東野和幸, 棚次亘弘, ロケットスレッド推進系の展開, H26 年度宇宙輸送シンポジウム, 2015 年 1 月 15 日～16 日, 相模原市
- [231] 鈴木祥弘, 大石栄, 及川隼登, 石上幸哉, 三浦壮晃, 溝端一秀, 東野和幸, 新井隆景, 「室蘭工大の小型超音速飛行実験機(オオワシ)の空力特性評価」, 平成 26 年度宇宙輸送シンポジウム, 相模原, 2015 年 1 月, STCP-2014-053.

著書

- [1] Minato, R., Higashino, H, Sugioka, M. and Sasayama, Y. “Control of LNG pyrolysis and Application to Regenerative Cooling Rocket Engine”, Heat Exchanger InTech (2011)

室蘭工業大学紀要

- [1] 室蘭工業大学紀要第58号 航空宇宙機システム研究センター特集号

(平成 21 年 2 月 ISSN 1344-2708)

1. 小型推進エンジンプロジェクトグループ

- (1) 湊 亮二郎, 竹田広人, 西村宗真, 「反転ファンターボジェットエンジンの研究」
- (2) 東野和幸, 杉岡正敏, 小林隆夫, 湊 亮二郎, 丸 祐介, 笹山容資, 大塚雅也, 牧野 隆, 坂口裕之, 「LNG ロケットエンジンのメタンコーキング特性に関する基礎研究」
- (3) 東野和幸, 杉岡正敏, 小林隆夫, 境 昌宏, 湊 亮二郎, 笹山容資, 大塚雅也, 沖田耕一, 青木賢司, 川島秀人, 東 伸幸, 「LNG ロケットエンジンにおけるサルファアタック・コーキングに関する基礎研究」
- (4) 東野和幸, 駒崎慎一, 笹山容資, 木元健一, 坂口裕之, 石橋利幸, 「ロケット燃焼室におけるニッケル電鍍特性向上に関する基礎研究」
- (5) 高橋将人, 磯田浩志, 棚次亘弘, 東野和幸, 湊 亮二郎, 「熱分解吸熱反応燃料に関する研究」

2. 小型無人実験機プロジェクトグループ

- (6) 溝端一秀, 羽田尚太, 工藤摩耶, 笹山容資, 桑田耕明, 丸 祐介, 湊 亮二郎, 棚次亘弘, 新井隆景, 坪井伸幸, 「小型超音速飛行実験機の空力特性」

3. 地上・飛行試験設備支援グループ

- (7) 丸 祐介, 宮瀬宗彦, 安田有佑, 棚次亘弘, 溝端一秀, 「サブスケール高速走行軌道装置の試作と走行実験」
- (8) 湊 亮二郎, 溝端一秀, 桑田耕明, 「吸込み式超音速風洞におけるスターティングロードの計測と評価」

1. オオワシ II 飛行にむけて並びに関連技術の研究開発 (推進系)

- (1) 将来輸送系リファレンスシステムの推進系に関する基礎検討
…………… 笹木 康平, 飯島 明日香, 中田 大将, 湊 亮二郎, 棚次 亘弘,
杉岡 正敏, 東野 和幸, 石本 真二, 東 伸幸
- (2) 再生冷却システムに利用する熱分解吸熱性燃料の特性評価
…………… 塚野 徹, 山本 康平, 飯島 明日香, 笹木 康平, 湊 亮二郎,
杉岡 正敏, 棚次 亘弘, 東野 和幸
- (3) アルミ-水系水素製造の衛星推進系への応用
…………… 東野 和幸, 小野寺 英之, 杉岡 正敏, 今井 良二, 増田 井出夫
- (4) オオワシ 2 号機推進システムに関する研究
…………… 湊 亮二郎, 棚次 亘弘, 東野 和幸

2. オオワシ II 飛行にむけて並びに関連技術の研究開発 (誘導制御系)

- (5) 無人航空機自律飛行のための誘導制御システム技術
ー おおわし 2 号機用誘導制御システム実現に向けて
…………… 上羽 正純, 竹内 僚太郎, 山下 智也, 横田 滋弘

3. オオワシ II 飛行にむけて並びに関連技術の研究開発 (機体, 構造系)

- (6) オオワシ II 構造系開発
…………… 樋口 健, 勝又 暢久
- (7) 小型超音速飛行実験機 (オオワシ) の空力設計, 空力評価, および飛行性能予測
…………… 溝端 一秀, 大石 栄, 鈴木 祥弘, 近藤 賢, 渡口 翼

4. オオワシ II 飛行にむけて並びに関連技術の研究開発 (試験設備系)

- (8) 高速走行軌道実験設備
…………… 中田 大将, 棚次 亘弘, 東野 和幸, 小倉 達也, 笹尾 鎮矢, 立桶 薫
- (9) Humidity effects on unsteady characteristics of supersonic flow
…………… 高木 正平, 上村 卓也, 平田 裕, 高田 晃輔

5. オオワシ II 飛行にむけて並びに関連技術の研究開発 (関連研究開発分野)

- (10) 展開宇宙構造物に関する研究
…………… 勝又 暢久, 樋口 健, 大加瀬 容平, 貝森 政明
- (11) Surface Shape Measurement by Grating Projection Method in Aerospace Structures
…………… 樋口 健, 藤垣 元治, 塩川 貴之, 岸本 直子, 岩佐 貴史

室蘭工業大学航空宇宙機システム研究センター 年次報告書 2015

2016 年 9 月発行

編集：国立大学法人室蘭工業大学 航空宇宙機システム研究センター

発行：国立大学法人室蘭工業大学 航空宇宙機システム研究センター

〒050-8585 室蘭市水元町 27 番 1 号

TEL/FAX: 0143-46-5316

E-mail: higashi@mmm.muroran-it.ac.jp

URL: <http://www.muroran-it.ac.jp/aprec/>